(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2023-0025004
(43) 공개일자 2023년02월21일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
*B64C 3/56* (2006.01) *B64C 39/02* (2023.01)
*B64C 5/02* (2023.01) *B64C 5/12* (2006.01)
*B64U 10/25* (2023.01) *B64U 30/12* (2023.01)
*B64U 30/40* (2023.01)
(52) CPC특허분류
*B64C 3/56* (2023.01)
*B64C 39/024* (2023.01)
(21) 출원번호 10-2023-7001783
(22) 출원일자(국제) 2021년06월21일
심사청구일자 없음
(85) 번역문제출일자 2023년01월16일
(86) 국제출원번호 PCT/IL2021/050753
(87) 국제공개번호 WO 2021/260688
국제공개일자 2021년12월30일
(30) 우선권주장
275576 2020년06월22일 이스라엘(IL)

(71) 출원인
**이스라엘 에어로스페이스 인더스트리즈 리미티드**
이스라엘 7010000 로드, 벤-구리온 인터내셔널 에어포트
(72) 발명자
**알렉산드로니, 샤이**
이스라엘 7010000 로드 벤구리온 인터내셔널 에어포트 이스라엘 에어로스페이스 인더스트리즈 리미티드 내
**바이스만, 가비**
이스라엘 7010000 로드 벤구리온 인터내셔널 에어포트 이스라엘 에어로스페이스 인더스트리즈 리미티드 내
**오하나, 오페크**
이스라엘 7010000 로드 벤구리온 인터내셔널 에어포트 이스라엘 에어로스페이스 인더스트리즈 리미티드 내
(74) 대리인
**특허법인에이아이피**

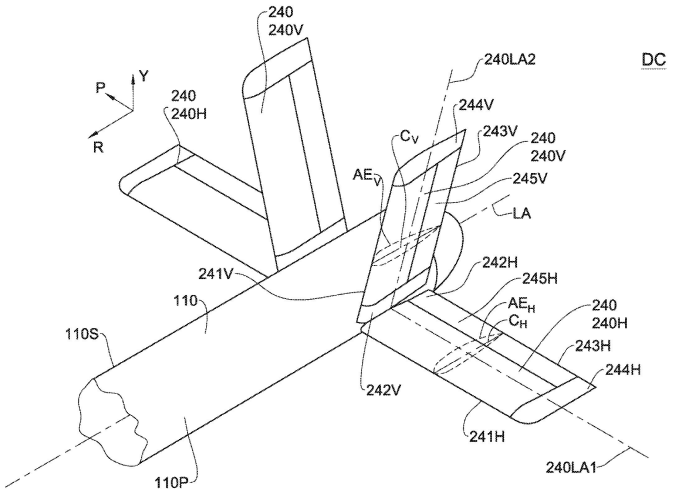
전체 청구항 수 : 총 50 항

(54) 발명의 명칭 **비행체용 날개 모듈**

## (57) 요 약

비행체를 위한 날개 시스템이 제공되며, 비행체는 동체 섹션 및 동체 종축을 포함하는 동체를 갖고, 날개 시스템은 적어도 하나의 날개 전개 모듈을 갖는다. 각각의 날개 전개 모듈은 적어도 제1 날개 요소 종축을 갖는 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소 종축을 갖는 제2 날개 요소를 포함하는 날개 요소의 세트를 포함한다. 각각의 날개 전개 모듈은 개별 격납 구성과 개별 전개 구성 사이에서 선택적으로 전환하도록 구성된다. 격납 구성에서, 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소는 제1 날개 요소 종축 및 제2 날개 요소 종축이 명목상 서로 평행하도록 오버라잉 관계에 있다. 전개 구성에서, 제1 날개 요소는 제1 날개 요소 종축이 제2 날개 요소 종축에 대해 평행하지 않도록 제2 날개 요소에 대해 배향된다.

## 대 표 도



(52) CPC특허분류
*B64C 5/02* (2023.01)
*B64C 5/12* (2013.01)
*B64U 10/25* (2023.01)
*B64U 30/12* (2023.01)
*B64U 30/40* (2023.01)

# 명 세 서

## 청구범위

### 청구항 1

비행체(air vehicle)용 날개 시스템(wing system)으로서,

상기 비행체는 동체 섹션 및 동체 종축을 포함하는 동체를 갖고, 상기 날개 시스템은 적어도 하나의 날개 전개 모듈(wing deployment module)을 포함하고, 각각의 날개 전개 모듈은,

적어도 제1 날개 요소 종축을 갖는 제1 상기 날개 요소, 및 제2 날개 요소 종축을 갖는 제2 상기 날개 요소를 포함하는 날개 요소들의 세트(set);

개별 격납 구성(stowed configuration)과 개별 전개 구성(deployed configuration) 사이에서 선택적으로 전환하도록 구성된 각각의 상기 날개 전개 모듈;을 포함하고,

상기 격납 구성에서, 상기 제1 날개 요소 종축 및 상기 제2 날개 요소 종축이 명목상 서로 평행하도록 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소는 오버라잉 관계(overlying relationship)에 있고;

상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소 종축이 상기 제2 날개 요소 종축에 대해 평행하지 않도록 상기 제1 날개 요소가 상기 제2 날개 요소에 대해 배향되는, 날개 시스템.

### 청구항 2

제1항에 있어서, 상기 격납 구성에서, 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소는 상기 제1 날개 요소 종축 및 상기 제2 날개 요소 종축이 각각 상기 동체 종축과 명목상 평행하도록 상기 동체 섹션에 대해 배향되기 위해 상기 오버라잉 관계로 구성된, 날개 시스템.

### 청구항 3

제1항 또는 제2항에 있어서,

- 상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소는 상기 제1 날개 요소 종축이 상기 동체 종축에 대해 평행하지 않도록 상기 동체 섹션에 대해 배향되고;

- 상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소는 상기 제1 날개 요소 종축이 상기 동체 종축에 대해 직교하도록 상기 동체 섹션에 대해 배향되는 것 중 적어도 하나를 포함하는, 날개 시스템.

### 청구항 4

제1항 내지 제3항 중 어느 한 항에 있어서,

- 상기 전개 구성에서, 상기 제2 날개 요소는 상기 제2 날개 요소 종축이 상기 동체 종축에 대해 평행하지 않도록 상기 동체 섹션에 대해 배향되고;

- 상기 전개 구성에서, 상기 제2 날개 요소는 상기 제2 날개 요소 종축이 상기 동체 종축에 대해 직교하도록 상기 동체 섹션에 대해 배향되는 것 중 하나를 포함하는, 날개 시스템.

### 청구항 5

제1항 내지 제4항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소 종축은 상기 비행체의 피치 축(pitch axis)과 명목상 평행한, 날개 시스템.

### 청구항 6

제1항 내지 제5항 중 어느 한 항에 있어서, 각각의 날개 전개 모듈은 상기 동체 섹션에 대해 상대적으로 외측(outboard)에 상기 제1 날개 요소를 갖고 상대적으로 내측(inboard)에 상기 제2 날개 요소를 갖도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 7**

제1항 내지 제6항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 격납 구성의 각각의 날개 전개 모듈은 상기 제2 날개 요소의 제2 날개 루트에 대해 오버라잉 관계로 상기 제1 날개 요소의 제1 날개 루트를 포함하는, 날개 시스템.

**청구항 8**

제7항에 있어서, 각각의 날개 전개 모듈은 상기 제1 날개 요소의 제1 날개 팁 및 상기 제2 날개 요소의 제2 날개 팁을 포함하고, 각각의 날개 전개 모듈은 상기 비행체에 대해, 상기 격납 구성에서 상기 제1 날개 팁이 상기 제1 날개 루트의 전방에 있고 및/또는 상기 제2 날개 팁이 상기 제2 날개 루트의 전방에 있도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 9**

제1항 내지 제8항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 격납 구성의 각각의 날개 전개 모듈은 상기 동체 섹션에 대해 오버라잉 관계로 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소를 제공하도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 10**

제1항 내지 제9항 중 어느 한 항에 있어서, 각각의 날개 전개 모듈에 대해:

각각의 상기 제1 날개 요소는,

- 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계, 및

- 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 구성되고,

각각의 상기 제2 날개 요소는,

- 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 11**

제10항에 있어서, 각각의 날개 전개 모듈에 대해, 각각의 상기 제2 날개 요소는,

- 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 추가로 구성된, 날개 시스템.

**청구항 12**

제10항 내지 제11항 중 어느 한 항에 있어서,

- 상기 제1 모듈 피벗 축 및 상기 제2 모듈 피벗 축 중 적어도 하나는 상기 비행체의 피치 축(pitch axis)에 평행하고;

- 상기 제1 날개 요소 피벗 축 및 상기 제2 날개 요소 피벗 축 중 적어도 하나는 상기 비행체의 롤 축(roll axis)에 평행한 것 중 적어도 하나를 포함하는, 날개 시스템.

**청구항 13**

제11항 내지 제12항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제1 날개 요소 피벗 축 및 상기 제2 날개 요소 피벗 축은 서로 평행한, 날개 시스템.

**청구항 14**

제10항 내지 제13항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제1 모듈 피벗 축과 상기 제2 모듈 피벗 축은 동축(co-axial)인, 날개 시스템.

**청구항 15**

제10항 내지 제14항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제1 모듈 각도 변위는 80° 내지 100°인, 날개 시스템.

**청구항 16**

제10항 내지 제15항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제1 모듈 각도 변위는 약 90°인, 날개 시스템.

**청구항 17**

제10항 내지 제15항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제1 모듈 각도 변위는 상기 제1 날개 요소가 상기 전개 구성에서 제로가 아닌 입사각을 채택하는 것을 가능하게 하는, 날개 시스템.

**청구항 18**

제10항 내지 제17항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제2 모듈 각도 변위는 80° 내지 100°인, 날개 시스템.

**청구항 19**

제10항 내지 제18항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제2 모듈 각도 변위는 약 90°인, 날개 시스템.

**청구항 20**

제10항 내지 제19항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제1 모듈 각도 변위 및 상기 제2 모듈 각도 변위는 서로 동일한, 날개 시스템.

**청구항 21**

제10항 내지 제20항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 날개 전개 모듈은 상기 제1 모듈 피벗 축 및 상기 제2 모듈 피벗 축 중 적어도 하나를 중심으로 하나의 유닛으로서 피벗하도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 22**

제10항 내지 제21항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제1 날개 요소의 각도 변위는 70° 내지 110°인, 날개 시스템.

**청구항 23**

제10항 내지 제22항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제1 날개 요소의 각도 변위는 약 90°인, 날개 시스템.

**청구항 24**

제11항 내지 제23항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 제2 날개 요소 각도 변위는 -20° 내지 +20° 사이이고, 옵션으로 상기 제2 날개 요소 각도 변위는 약 15° 및 약 0° 중 어느 하나인, 날개 시스템.

**청구항 25**

제1항 내지 제24항 중 어느 한 항에 있어서,

(a) 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위에 의해 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 그리고 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위에 의해 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 동시에 피벗시키는 단계;

(b) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 26**

제25항에 있어서,

(c) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 27**

제1항 내지 제24항 중 어느 한 항에 있어서,

(a) 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제1 부분 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;

(b) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 한편, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제2 부분 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;

(c) 단계 (b)에 후속하여, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 상기 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성되고,

상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제1 모듈 각도 변위보다 크고,

상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제2 모듈 각도 변위보다 큰, 날개 시스템.

**청구항 28**

제1항 내지 제24항 중 어느 한 항에 있어서,

(a1) 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 상기 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

(b1) 단계(a1)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키고, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제2 부분 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

(c1) 단계(b2)에 후속하여, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 제1 날개 요소를 개별적으로 상기 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성되고,

상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제1 모듈 각도 변위보다 큰, 날개 시스템.

**청구항 29**

제1항 내지 제24항 또는 제28항 중 어느 한 항에 있어서,

(a2) 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

(b2) 단계(a2)에 후속하여, 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 제2 부분 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

(c2) 단계 (b2)에 후속하여, 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성되고,

상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제2 모듈 각도 변위보다 큰, 날개 시스템.

**청구항 30**

제27항, 제28항 또는 제29항 중 어느 한 항에 있어서,

(d) 상기 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 개별적으로 단계 (b)(b1) 또는 단계 (b2)에 더 포함시킴으로써 상기 날개 전개 모듈

을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 31**

제1항 내지 제30항 중 어느 한 항에 있어서, 각각의 상기 날개 전개 모듈은 상기 동체 섹션의 측방향 측면(lateral side)에 장착되도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 32**

제1항 내지 제31항 중 어느 한 항에 있어서, 각각의 상기 날개 전개 모듈은 상기 동체 섹션의 동체 높이와 상관된 상기 격납 구성의 개별 최대 폭으로 구성된, 날개 시스템.

**청구항 33**

제1항 내지 제32항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 동체 섹션의 좌현 측에서 상기 비행체에 장착되도록 구성된 제1 날개 전개 모듈 및 상기 동체 섹션의 우현 측에서 상기 비행체에 장착되도록 구성된 제2 날개 전개 모듈을 포함하는 2개의 상기 날개 전개 모듈을 포함하는, 날개 시스템.

**청구항 34**

제1항 내지 제33항 중 어느 한 항에 있어서,

- 상기 날개 시스템은 상기 비행체를 위한 꼬리 날개(empennage)로 구성되고;

- 상기 동체 섹션은 상기 비행체의 후미 동체 섹션이고;

- 상기 날개 시스템은 상기 비행체를 위한 꼬리 날개로 구성되고, 상기 동체 섹션은 상기 비행체의 후미 동체 섹션 중 하나를 포함하는, 날개 시스템.

**청구항 35**

제34항에 있어서,

- 각각의 상기 날개 전개 모듈에 대해, 상기 제1 날개 요소는 수평 안전판(horizontal stabilizer)으로서 구성되고, 상기 제2 날개 요소는 수직 안전판(vertical stabilizer)으로서 구성되는 것;

- 각각의 상기 날개 전개 모듈에 대해, 상기 제1 날개 요소는 수평 안전판으로서 구성되고, 상기 제2 날개 요소는 수직 안전판으로서 구성되며, 각각의 상기 날개 전개 모듈에 대해, 상기 제1 날개 요소는 작동가능한 승강타(elevator)를 포함하고, 상기 제2 날개 요소는 작동가능한 방향타(rudder)를 포함하는 것 중 하나를 포함하는, 날개 시스템.

**청구항 36**

비행체(air vehicle)를 위한 꼬리 날개로서 구성된 날개 시스템으로서, 상기 비행체는 동체 섹션 및 동체 종축을 포함하는 동체를 갖고, 상기 날개 시스템은 적어도 하나의 날개 전개 모듈(wing deployment module)을 포함하고, 각각의 날개 전개 모듈은,

적어도, 수평 안전판(stabilizer)으로서 구성되고 제1 날개 요소 종축을 갖는 제1 상기 날개 요소, 및 제2 날개 요소 종축을 갖는 수직 안전판(vertical stabilizer)으로서 구성되고 제2 상기 날개 요소를 포함하는 날개 요소들의 세트;

개별 격납 구성과 개별 전개 구성 사이에서 선택적으로 전환하도록 구성된 각각의 상기 날개 전개 모듈;을 포함하고,

상기 격납 구성에서, 상기 제1 날개 요소 종축 및 상기 제2 날개 요소 종축이 명목상 서로 평행하도록 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소는 오버라잉 관계에 있고;

상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소는 상기 제1 날개 요소 종축이 상기 제2 날개 요소 종축에 대해 평행하지 않도록 상기 제2 날개 요소에 대해 배향되고;

각각의 상기 제1 날개 요소는,

- 제로가 아닌 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계, 및

- 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계;에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 구성되고,

각각의 상기 제2 날개 요소는,

- 상기 제로가 아닌 모듈 각도 변위에 의해 상기 모듈 피벗 축에 대해 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 구성된, 날개 시스템.

**청구항 37**

제1항 내지 제36항 중 어느 한 항에 정의된 날개 시스템(wing system)을 포함하는, 비행체.

**청구항 38**

제37항에 있어서, 격납 날개 구성으로부터 전개 날개 구성으로 전개 가능한, 적어도 하나의 공기 역학적 양력 발생 날개를 포함하는 전개 가능한 날개 장치를 더 포함하고, 상기 전개 가능한 날개 장치는 상기 동체 섹션에 대해 위 및 아래 중 하나에 장착되고, 상기 적어도 하나의 공기 역학적 양력 발생 날개는 상기 비행체에 대한 공기 역학적 비행을 위해 충분한 공기 역학적 양력을 발생시키도록 구성된, 비행체.

**청구항 39**

제38항에 있어서, 상기 전개 가능한 날개 장치는 상기 동체 섹션에 대해 아래에 장착되고, 상기 격납 구성에서, 각각의 날개 전개 모듈의 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소는 상기 날개 장치를 지나 하향 방향으로 돌출하는 것을 피하도록 구성된, 비행체.

**청구항 40**

제37항 내지 제39항 중 어느 한 항에 있어서, 상기 날개 시스템이 상기 격납 구성에 있을 때 페어링(fairing) 내에 수용되도록 구성된, 비행체.

**청구항 41**

비행체를 위한 안정성 및 제어를 제공하기 위한 방법으로서,

- 제37항 내지 제40항 중 어느 한 항에 따른 비행체를 제공하는 단계;

- 상기 각각의 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성에서 상기 전개 구성으로 전개하는 단계;

- 상기 비행체에 제어 모멘트들을 제공하기 위해 각각의 날개 전개 모듈의 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소를 작동하는 단계를 포함하는, 방법.

**청구항 42**

비행체용 날개 시스템의 동작 방법에 있어서,

(A) 제37항 내지 제40항 중 어느 한 항에 따른 비행체를 제공하는 단계;

(B) 각각의 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성에서 상기 전개 구성으로 전개하는 단계를 포함하는, 방법.

**청구항 43**

제42항에 있어서, 단계 (B)는,

- 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계,

- 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계;

- 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2

날개 요소를 피벗시키는 단계를 포함하는, 방법.

**청구항 44**

제43항에 있어서, 단계 (B)는,

- 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 더 포함하는, 방법.

**청구항 45**

제42항에 있어서, 단계 (B)는,

(a) 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위에 의해 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 그리고 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위에 의해 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 동시에 피벗시키는 단계;

(b) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계를 포함하는, 방법.

**청구항 46**

제45항에 있어서,

(c) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 더 포함하는, 방법.

**청구항 47**

제42항에 있어서, 단계 (B)는,

(a) 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제1 부분 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;

(b) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 한편, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제2 부분 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;

(c) 단계 (b)에 후속하여, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 상기 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;를 포함하고,

상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제1 모듈 각도 변위보다 크고,

상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제2 모듈 각도 변위보다 큰, 방법.

**청구항 48**

제42항에 있어서, 단계 (B)는,

(a1) 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 상기 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

(b1) 단계(a1)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키고, 제2 부분 제1 모듈 각도 변위로 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계;

(c1) 단계 (b1)에 후속하여, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 상기 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;를 포함하고,

상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제1 모듈

각도 변위보다 큰, 방법.

**청구항 49**

제42항 또는 제48항에 있어서, 단계 (B)는,

(a2) 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

(b2) 단계(a2)에 후속하여, 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제2 부분 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

(c) 단계 (b)에 후속하여, 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;를 포함하고,

상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제2 모듈 각도 변위보다 큰, 방법.

**청구항 50**

제47항, 제48항 및 제49항 중 어느 한 항에 있어서,

(d) 상기 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 개별적으로 단계 (b), (b1), (b2)에 더 포함하는, 방법.

## *발명의 설명*

### *기 술 분 야*

[0001] 본 발명은 비행체용 날개 시스템(wing system), 특히 전개 가능한 날개 요소(deployable wing element)를 갖는 날개 시스템에 관한 것이다.

### *배 경 기 술*

[0002] 일부 유형의 비행체, 예를 들어, 일부 유형의 무인 비행체(UAV : unmanned air vehicle)는 아음속 비행체로서 구성된다. 일부 경우들에서, 비행체는 동체(fuselage)에 매우 근접하게 접힌 양력-생성 날개들과 함께 발진(launch)되고, 날개들은 후속적으로 공기 역학적 비행을 가능하게 하기 위해 전개된다. 적어도 일부 이러한 예들에서, 비행체는 또한 전개 가능한 꼬리 날개(empennage)을 갖는다.

[0003] 전개 가능한 부속물을 갖는 기존의 비행체의 일부 예는 Lockheed Martin Outrider; Area-I ALTIUS family; Green Dragon (IAI); UVision Hero 120; SkyStriker; VXAerospace Dash X; AeroVironment Switchblade; MBDA Viper Strike를 포함한다.

[0004] 비제한적인 예로서, 온라인 간행물 "https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1005/1/012015/pdf"은 확장 가능한 탠덤 날개(tandem-wing) 구성을 갖는 튜브 론칭된 UAV를 개시한다. UAV가 관형 런처(tubular launcher)로 접혀져야 한다는 요건들로 인해 접이식 날개 메커니즘이 사용된다. 본 논문에서는 접이식 날개 메커니즘, 탠덤 날개 구성 및 튜브 런처의 빠른 전개 프로세스의 영향으로 인한 공기 역학 특성을 규명하는 것에 초점을 맞추고 있다.

[0005] 또한, 비제한적인 예로서, US9108713은 동체-하우스 편향 액추에이터 혼(fuselage-house deflecting actuator horn)에 의해 대향되는 탄성적으로 장착된 후단 에지(trailing edge)를 갖는 익형(airfoil)을 통해 피치(pitch), 롤(roll), 및/또는 요(yaw)를 제어하도록 구성된 비행체 또는 무인 비행체(UAV)를 포함하는 시스템을 개시한다. 실시예들은 하나 이상의 방향타(rudder) 요소를 포함하고, 이는 하나 이상의 방향타 요소와 맞물리도록 부분적으로 연장 가능하고 그리고 동체 하우징 내에 배치된 이펙터 부재(effector member)에 의해 회전 가능하게 부착되고 작동될 수 있다.

[0006] 또한, 비제한적인 예로서, 온라인 간행물 "https://journals.sagepub.com/doi/pdf/10.1177/1687814017692290"은 발진(launching) 후 관형 캐터펄트(tubular catapult)로 접히고 4개의 익형을 배치할 수 있는 탠덤 날개 구성을 갖는 모핑 무인 항공기(morphing unmanned aerial vehicle)를 개시한다. 빠른 전개 과정 때문에, 공기 역

학적 특성은 크게 달라질 것이다.

[0007] 또한 비제한적인 예로서, CN107380402는 접이식 날개를 갖는 무인 항공기를 개시한다. 접이식 날개를 가지는 무인 항공기는 동체, 날개, 수평 꼬리, 수직 꼬리, 접이식 날개 해제 메커니즘 및 고정 기저부(base)를 포함하고, 상기 날개, 수평 꼬리 및 수직 꼬리에 포지셔닝 홀(positioning hole)이 형성되고, 고정 기저부에 포지셔닝 클램프 기둥(positioning clamp column)이 배치되며, 포지셔닝 클램프 기둥이 포지셔닝 홀에 매칭된다.

[0008] 또한, 비제한적인 예로서, CN106741847은 발진형(launching type) 무인 항공기, 그 시스템 및 구현 방법을 개시하며, 발진형 UAV의 기술 분야에 관한 것이다. 무인 항공기는 발진 스테이지와 자율 비행 스테이지에서 비행 상태가 상이하고, 발진 스테이지의 비행 상태에서 역 발진 스테이지의 비행 상태로 진입하기 위해 자체 동력 및/또는 저항 구조를 통해 무인 항공기의 비행 속도를 감속시킬 수 있으며; 역 발진 스테이지를 거친 후 UAV는 자율 비행 스테이지로 진입하고 UAV는 목표 지점에 도달하거나 근접하는 동안 자체 동력으로 비행하는 비행 상태로 진입할 수 있다는 것을 특징으로 한다. 발진형 UAV에 의하면, 형상 및/또는 동력은 상이한 스테이지에서 다르고 보관, 운반 및 발진의 편의성을 확보할 수 있으며, 정찰과 로케이팅(locating)의 편의성을 확보할 수 있고, 복잡한 환경에서 UAV의 비행, 정찰과 전투력을 일정 수준 향상시킬 수 있다.

[0009] 또한 비제한적인 예로서, US 2006/163423은 적재 위치(stowed position)로부터 전개 위치로 전개하기 위해 단일 축을 중심으로 회전하는 핀을 갖는 미사일(missile)을 개시한다. 각각의 핀의 포일 종축(foil longitudinal axis)은 핀의 샤프트에 대해 각을 이루어, 샤프트의 단일-축 회전이 포일을 적재 위치로부터 전개 위치로 이동시킨다. 코일 스프링은 핀을 전개 위치로 회전시키고 핀을 적소에 잠금(lock)시키기 위해 비틀림력(torsion force) 및 압축력(compression force) 둘 모두를 제공할 수 있다. 비틀림은 샤프트가 샤프트 주위에 있는 부싱(bushing) 상의 시트에 도달할 때까지 샤프트를 회전시킨다. 그런 다음, 스프링으로부터의 압축력은 샤프트 상의 키형 돌출부(keyed protrusion)와 부싱 내의 대응하는 키홈(keyway)과 맞물려서, 샤프트를 제자리에 잠금시킨다. 일단 핀이 전개되면 샤프트 내의 함몰부(depression)와 맞물리는 미사일 바디 내의 스프링 장전식 핀(spring-loaded pin)과 같은 추가적인 잠금부(lock)가 있을 수 있다.

## *발명의 내용*

### *해결하려는 과제*

### *과제의 해결 수단*

[0010] 본 개시된 주제의 제1 양태에 따르면, 비행체(air vehicle)용 날개 시스템(wing system)으로서,

[0011] 상기 비행체는 동체 섹션 및 동체 종축을 포함하는 동체를 갖고, 상기 날개 시스템은 적어도 하나의 날개 전개 모듈(wing deployment module)을 포함하고, 각각의 날개 전개 모듈은,

[0012] 적어도 제1 날개 요소 종축을 갖는 제1 상기 날개 요소, 및 제2 날개 요소 종축을 갖는 제2 상기 날개 요소를 포함하는 날개 요소들의 세트(set);

[0013] 개별 격납 구성(stowed configuration)과 개별 전개 구성(deployed configuration) 사이에서 선택적으로 전환하도록 구성된 각각의 상기 날개 전개 모듈;을 포함하고,

[0014] 상기 격납 구성에서, 상기 제1 날개 요소 종축 및 상기 제2 날개 요소 종축이 명목상 서로 평행하도록 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소는 오버라잉 관계(overlying relationship)에 있고;

[0015] 상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소 종축이 상기 제2 날개 요소 종축에 대해 평행하지 않도록 상기 제1 날개 요소는 상기 제2 날개 요소에 대해 배향된다.

[0016] 예를 들어, 상기 격납 구성에서, 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소는 상기 제1 날개 요소 종축 및 상기 제2 날개 요소 종축이 각각 상기 동체 종축과 명목상 평행하도록 상기 동체 섹션에 대해 배향되기 위해 상기 오버라잉 관계로 구성된다.

[0017] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소는 상기 제1 날개 요소 종축이 상기 동체 종축에 대해 평행하지 않도록 상기 동체 섹션에 대해 배향된다.

[0018] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소는 상기 제1 날개 요소 종축

이 상기 동체 종축에 대해 직교하도록 상기 동체 섹션에 대해 배향된다.

[0019] 추가적으로 또는 대안적으로, 상기 전개 구성에서, 상기 제2 날개 요소는 상기 제2 날개 요소 종축이 상기 동체 종축에 대해 평행하지 않도록 상기 동체 섹션에 대해 배향된다.

[0020] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 전개 구성에서, 상기 제2 날개 요소는 상기 제2 날개 요소 종축이 상기 동체 종축에 대해 직교하도록 상기 동체 섹션에 대해 배향된다.

[0021] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소 종축은 상기 비행체의 피치 축(pitch axis)과 명목상 평행하다.

[0022] 부가적으로 또는 대안으로, 예를 들어, 각각의 날개 전개 모듈은 상기 동체 섹션에 대해 상대적으로 외측(outboard)에 상기 제1 날개 요소를 갖고 상대적으로 내측(inboard)에 상기 제2 날개 요소를 갖도록 구성된다.

[0023] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 격납 구성의 각각의 날개 전개 모듈은 상기 제2 날개 요소의 제2 날개 루트에 대해 오버라잉 관계로 상기 제1 날개 요소의 제1 날개 루트를 포함한다.

[0024] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 각각의 날개 전개 모듈은 제1 날개 팁 및 제1 날개 요소의 제1 루트(root), 및 제2 날개 팁 및 제2 날개 요소의 제2 날개 루트를 포함하고, 각각의 날개 전개 모듈은 비행체에 대해, 격납 구성에서 제1 날개 팁이 제1 날개 루트의 전방에 있고 및/또는 제2 날개 팁이 제2 날개 루트의 전방에 있도록 구성된다.

[0025] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 격납 구성의 각각의 날개 전개 모듈은 동체 섹션에 대해 오버라잉 관계로 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소를 제공하도록 구성된다.

[0026] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 각각의 날개 전개 모듈에 대해:

[0027] 각각의 상기 제1 날개 요소는,

[0028] - 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계, 및

[0029] - 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 구성되고,

[0030] 각각의 상기 제2 날개 요소는,

[0031] - 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 구성된다.

[0032] 적어도 일부 예들에서, 각각의 날개 전개 모듈에 대해, 각각의 상기 제2 날개 요소는,

[0033] - 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 추가로 구성된다.

[0034] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 모듈 피벗 축 및 상기 제2 모듈 피벗 축 중 적어도 하나는 비행체의 피치 축(pitch axis)에 평행하다.

[0035] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 날개 요소 피벗 축 및 상기 제2 날개 요소 피벗 축은 서로 평행하다.

[0036] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 모듈 피벗 축 및 상기 제2 모듈 피벗 축은 동축이다.

[0037] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 날개 요소 피벗 축 및 상기 제2 날개 요소 피벗 축 중 적어도 하나는 비행체의 롤 축(roll axis)에 평행하다.

[0038] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 모듈 각도 변위는 80° 내지 100°이다.

[0039] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 모듈 각도 변위는 약 90°이다.

[0040] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 모듈 각도 변위는 제1 날개 요소가 전개 구성에서 제로가 아닌 입사각을 채택할 수 있게 하는 것이다.

[0041] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제2 모듈 각도 변위는 80° 내지 100°이다.

[0042] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제2 모듈 각도 변위는 약 90° 이다.

[0043] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 모듈 각도 변위 및 상기 제2 모듈 각도 변위는 서로 동일하다.

[0044] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 날개 전개 모듈은 상기 제1 모듈 피벗 축 및 상기 제2 모듈 피벗 축 중 적어도 하나를 중심으로 하나의 유닛으로서 피벗하도록 구성된다.

[0045] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 날개 요소 각도 변위는 70° 내지 110° 이다.

[0046] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 날개 요소 각도 변위는 약 90° 이다.

[0047] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제2 날개 요소 각도 변위는 -20° 내지 +20° 이다.

[0048] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 일부 예들에서, 상기 제2 날개 요소 각도 변위는 약 15° 인 반면, 다른 예들에서, 상기 제2 날개 요소 각도 변위는 약 0° 이다.

[0049] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 적어도 제1 예의 날개 시스템은

[0050] (a) 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위에 의해 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 그리고 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위에 의해 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 동시에 피벗시키는 단계;

[0051] (b) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성된다.

[0052] 예를 들어, 날개 시스템은

[0053] (c) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 추가로 구성된다.

[0054] 대안으로, 예를 들어, 적어도 하나의 제2 예의 날개 시스템은

[0055] (a) 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제1 부분 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;

[0056] (b) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 한편, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제2 부분 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;

[0057] (c) 단계 (b)에 후속하여, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 상기 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성되고,

[0058] 상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제1 모듈 각도 변위보다 크고,

[0059] 상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제2 모듈 각도 변위보다 크다.

[0060] 이 예의 대안 변형예들에서, 상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위와 동일하고, 및/또는 상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위와 동일하다.

[0061] 대안으로, 예를 들어, 적어도 하나의 제3 예의 날개 시스템은

[0062] (a1) 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 상기 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

[0063] (b1) 단계(a1)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키고, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제2 부분

제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

[0064] (c1) 단계(b2)에 후속하여, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 제1 날개 요소를 개별적으로 상기 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성되고,

[0065] 상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제1 모듈 각도 변위보다 크다.

[0066] 대안으로, 예를 들어, 적어도 하나의 제4 예의 날개 시스템은

[0067] (a2) 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

[0068] (b2) 단계(a2)에 후속하여, 상기 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 제2 부분 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

[0069] (c2) 단계 (b2)에 후속하여, 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;에 의해 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 구성되고,

[0070] 상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제2 모듈 각도 변위보다 크다.

[0071] 예를 들어, 단계 (a1)은 단계 (a2)와 동시에 일어날 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 단계 (b1)은 단계 (b2)와 동시에 일어날 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 단계 (c1)은 단계 (c2)와 동시에 일어날 수 있다.

[0072] 예를 들어, 제2, 제3 또는 제4 예에 따른 날개 시스템은

[0073] (d) 상기 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 개별적으로 단계 (b)(b1) 또는 단계 (b2)에 더 포함시킴으로써 상기 날개 전개 모듈을 상기 격납 구성으로부터 상기 전개 구성으로 전개하도록 더 구성된다.

[0074] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 각각의 상기 날개 전개 모듈은 동체 섹션의 측방향 측면에 장착되도록 구성된다.

[0075] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 각각의 상기 날개 전개 모듈은 동체 섹션의 동체 높이와 상관된 격납 구성의 개별 최대 폭으로 구성된다.

[0076] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 날개 시스템은 동체 섹션의 포트 측에서 비행체에 장착되도록 구성된 제1 날개 전개 모듈 및 동체 섹션의 우현 측에서 비행체에 장착되도록 구성된 제2 날개 전개 모듈을 포함하는 2개의 상기 날개 전개 모듈을 포함한다.

[0077] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 날개 시스템은 비행체를 위한 꼬리 날개로 구성된다. 예를 들어, 각각의 상기 날개 전개 모듈에 대해, 제1 날개 요소는 수평 안전판으로서 구성되고, 제2 날개 요소는 수직 안전판으로서 구성된다. 예를 들어, 각각의 상기 날개 전개 모듈에 대해, 제1 날개 요소는 작동 가능한 승강타를 포함하고, 제2 날개 요소는 작동 가능한 방향타를 포함한다. 대안으로, 각각의 상기 날개 전개 모듈에 대해, 제1 날개 요소는 작동가능한 모노블록 승강타로서 구성되고, 제2 날개 요소는 작동가능한 모노블록 방향타로서 구성된다.

[0078] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 동체 섹션은 비행체의 후미 동체 섹션이다.

[0079] 본 발명의 제1 양태에 따르면, 비행체를 위한 꼬리 날개로서 구성된 날개 시스템(wing system)이 또한 제공되며, 상기 비행체는 동체 섹션 및 동체 종축을 포함하는 동체를 갖고, 상기 날개 시스템은 적어도 하나의 날개 전개 모듈(wing deployment module)을 포함하고, 각각의 날개 전개 모듈은:

[0080] 적어도, 수평 안전판(stabilizer)으로서 구성되고 제1 날개 요소 종축을 갖는 제1 상기 날개 요소, 및 제2 날개 요소 종축을 갖는 수직 안전판(vertical stabilizer)으로서 구성되고 제2 상기 날개 요소를 포함하는 날개 요소들의 세트;

[0081] 개별 격납 구성과 개별 전개 구성 사이에서 선택적으로 전환하도록 구성된 각각의 상기 날개 전개 모듈;을 포함하고,

[0082] 상기 격납 구성에서, 상기 제1 날개 요소 종축 및 상기 제2 날개 요소 종축이 명목상 서로 평행하도록 상기 제1 날개 요소 및 상기 제2 날개 요소는 오버라잉 관계에 있고;

[0083] 상기 전개 구성에서, 상기 제1 날개 요소는 상기 제1 날개 요소 종축이 상기 제2 날개 요소 종축에 대해 평행하지 않도록 상기 제2 날개 요소에 대해 배향되고;

[0084] 각각의 상기 제1 날개 요소는,

[0085] - 제로가 아닌 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계, 및

[0086] - 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계;에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 구성되고,

[0087] 각각의 상기 제2 날개 요소는,

[0088] - 상기 제로가 아닌 모듈 각도 변위에 의해 상기 모듈 피벗 축에 대해 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 상기 격납 구성과 상기 전개 구성 사이에서 전환되도록 구성된다.

[0089] 예를 들어, 전개 구성에서, 제1 날개 요소는 제1 날개 요소가 수평 안전판으로서 동작할 수 있도록 그리고 제2 날개 요소가 수직 안전판으로서 동작할 수 있도록 제2 날개 요소에 대해 배향된다.

[0090] 적어도 일부 예들에서, 각각의 날개 전개 모듈에 대해, 각각의 상기 제2 날개 요소는

[0091] - 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계에 의해 격납 구성과 전개 구성 사이에서 전환되도록 추가로 구성된다.

[0092] 예를 들어, 각각의 상기 날개 전개 모듈에 대해, 제1 날개 요소는 작동 가능한 승강타를 포함하고, 제2 날개 요소는 작동 가능한 방향타를 포함한다. 대안으로, 각각의 상기 날개 전개 모듈에 대해, 제1 날개 요소는 작동가능한 모노블록 승강타로서 구성되고, 제2 날개 요소는 작동가능한 모노블록 방향타로서 구성된다.

[0093] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 동체 섹션은 비행체의 후미 동체 섹션이다.

[0094] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 모듈 각도 변위는 80° 내지 100°이다.

[0095] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 모듈 각도 변위는 약 90°이다.

[0096] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 모듈 각도 변위는 제1 날개 요소가 전개 구성에서 제로가 아닌 입사각을 채택할 수 있게 하는 것이다.

[0097] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 날개 전개 모듈은 상기 제1 모듈 피벗 축 및 상기 제2 모듈 피벗 축 중 적어도 하나를 중심으로 하나의 유닛으로서 피벗하도록 구성된다.

[0098] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 날개 요소 각도 변위는 70° 내지 110°이다.

[0099] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제1 날개 요소 각도 변위는 약 90°이다.

[0100] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 상기 제2 날개 요소 각도 변위는 -20° 내지 +20°이다.

[0101] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 일부 예들에서, 상기 제2 날개 요소 각도 변위는 약 15°인 반면, 다른 예들에서, 상기 제2 날개 요소 각도 변위는 약 0°이다.

[0102] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 각각의 상기 날개 전개 모듈은 동체 섹션의 측방향 측면에 장착되도록 구성된다.

[0103] 본 개시된 주제의 제2 양태에 따르면, 본 개시된 주제의 제1 양태에 관하여 본 명세서에 정의된 날개 시스템을 포함하는 비행체가 제공된다.

[0104] 예를 들어, 상기 비행체는 격납 구성으로부터 전개 날개 구성으로 전개 가능한 적어도 하나의 공기 역학적 양력 발생 날개(aerodynamic lift generating wing)를 포함하는 전개 날개 장치(deployable wing arrangement)를 더 포함하며, 상기 적어도 하나의 공기 역학적 양력 발생 날개는 상기 비행체를 위한 공기 역학적 비행을 위한 충분한 공기 역학적 양력을 발생시키도록 구성되고, 상기 전개 날개 장치는 동체 섹션에 대해 위 및 아래 중 하나에 장착된다. 예를 들어, 전개 가능한 날개 장치는 동체 섹션에 대해 아래에 장착되고, 격납 구성에서, 각각의

날개 전개 모듈의 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소는 날개 장치를 지나 하향 방향으로 돌출하는 것을 피하도록 구성된다.

[0105] 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 비행체는 날개 시스템이 격납 구성에 있을 때 페어링 내에 수용되도록 구성된다.

[0106] 본 개시된 주제의 제2 양태에 따르면, 비행체를 위한 안정성 및 제어를 제공하기 위한 방법이 제공되며, 상기 방법은:

[0107] - 본 개시된 주제의 제2 양태에 관하여 본 명세서에 정의된 비행체를 제공하는 단계;

[0108] - 각각의 상기 날개 전개 모듈을 격납 구성에서 전개 구성으로 전개하는 단계;

[0109] - 비행체에 제어 모멘트들을 제공하기 위해 각각의 날개 전개 모듈의 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소를 작동시키는 단계를 포함한다.

[0110] 본 개시된 주제의 제3 양태에 따르면, 비행체를 위한 날개 시스템을 작동시키기 위한 방법이 제공되며, 상기 방법은:

[0111] (A) 본 개시된 주제의 제2 양태에 관하여 본 명세서에 정의된 비행체를 제공하는 단계;

[0112] (B) 각각의 상기 날개 전개 모듈을 격납 구성에서 전개 구성으로 전개하는 단계를 포함한다.

[0113] 예를 들어, 단계 (B)는,

[0114] - 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계,

[0115] - 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계;

[0116] - 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위(angular displacement)에 의해 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 포함한다.

[0117] 옵션으로, 단계 (B)는 또한,

[0118] - 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 포함한다.

[0119] 적어도 제1 예에서, 단계 (B)는,

[0120] (a) 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위에 의해 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 제1 날개 요소를 그리고 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위에 의해 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 동시에 피벗시키는 단계;

[0121] (b) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위(angular displacement)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 단계를 포함한다.

[0122] 옵션으로, 제1 예의 방법은,

[0123] (c) 단계 (a)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 더 포함한다.

[0124] 적어도 제2 예에서, 단계 (B)는,

[0125] (a) 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 제1 날개 요소를 제1 부분 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;

[0126] (b) 단계 (a)에 후속하여, 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키는 한편, 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 제1 날개 요소를 제2 부분 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 모듈 각도 변위로 제2 날개 요소를 동시에 피벗시키는 단계;

[0127] (c) 단계 (b)에 후속하여, 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 제1 날개 요소를 상기 제1 모듈 각도 변위로, 그리고 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 동시에 피벗시키는 단계;를 포함하고,

[0128] 상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제1 모듈 각도 변위보다 크고,

[0129] 상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제2 모듈 각도 변위보다 크다.

[0130] 이 예의 대안 변형예들에서, 상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위와 동일하고, 및/또는 상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위와 동일하다.

[0131] 적어도 제3 예에서, 단계 (B)는,

[0132] (a1) 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 제1 날개 요소를 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

[0133] (b1) 단계(a1)에 후속하여, 상기 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위에 의해 상기 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 피벗시키고, 상기 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 상기 제1 날개 요소를 제2 부분적인 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

[0134] (c1) 단계(b2)에 후속하여, 제1 모듈 피벗 축을 중심으로 제1 날개 요소를 각각 상기 제1 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;를 포함하고,

[0135] 상기 제2 부분 제1 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제1 모듈 각도 변위보다 크다.

[0136] 적어도 제4 예에서, 단계 (B)는,

[0137] (a2) 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

[0138] (b2) 단계(a2)에 후속하여, 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 제2 부분 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;

[0139] (c2) 단계 (b2)에 후속하여, 제2 모듈 피벗 축을 중심으로 제2 날개 요소를 상기 제2 모듈 각도 변위로 피벗시키는 단계;를 포함하고,

[0140] 상기 제2 부분 제2 모듈 각도 변위는 상기 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위보다 작고 상기 제1 부분 제2 모듈 각도 변위보다 크다.

[0141] 예를 들어, 단계 (a1)은 단계 (a2)와 동시에 일어날 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 단계 (b1)은 단계 (b2)와 동시에 일어날 수 있다. 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 단계 (c1)은 단계 (c2)와 동시에 일어날 수 있다.

[0142] 옵션으로, 제2 예, 제3 예 또는 제4 예에 따른 방법은 각각,

[0143] (d) 상기 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위에 의해 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 상기 제2 날개 요소를 피벗시키는 단계를 단계 (b), 단계 (b1) 또는 단계 (b2)에서 더 포함한다.

[0144] 본 발명의 적어도 하나의 예의 특징은 비행체용 날개 시스템이 제공된다는 것으로, 상기 격납 구성에서, 각각의 날개 전개 모듈의 각각의 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소가 날개 장치의 수직 위치를 지나 돌출하지 않고 동체 측방향 측면 상으로 컴팩트하게 접혀져서, 격납 구성에서 비행체를 수용하는 것이 요구되는 페어링(fairing)의 단면적의 점유를 최대화하는 것을 가능하게 한다.

[0145] 본 발명의 적어도 하나의 예의 다른 특징은 날개 시스템이 비행체를 위해 제공된다는 것이며, 전개 구성에서 꼬리 날개(empennage) 형태의 날개 시스템은 비행체의 메인 양력 발생 날개 장치의 전개 전환 전이라도 안정성 및 조향을 제공할 수 있다.

[0146] 본 발명의 적어도 하나의 예의 또 다른 특징은 비행체를 위한 날개 시스템이 제공된다는 것이며, 높은 정도의 유연성(flexibility)이 각각의 날개 전개 모듈의 설계, 시위 크기 및 분포, 테이퍼, 스팬(span) 및 폭에 적용될 수 있으며, 여기서 페어링(fairing)에 의해 제공된 엔벨로프 내에서 동체에 대한 효율적인 측방향 패키징을 가능하게 한다.

## *도면의 간단한 설명*

[0147] 본 명세서에 개시된 주제를 더 잘 이해하고 실제로 어떻게 수행될 수 있는지를 예시하기 위해, 이제 실시예들이

단지 비제한적인 예로서 첨부된 도면들을 참조하여 설명될 것이다.

도 1은 본 개시된 주제의 제1 예에 따른 날개 시스템을 포함하는 비행체를 등각 부분도로 도시하며, 날개 시스템은 격납 구성(stowed configuration)에 있다.

도 2는 도 1의 예의 비행체 및 날개 시스템을 등각 부분도로 도시하고, 날개 시스템은 전개 구성에 있고; 도 2(a)는 도 2의 예의 측면도이고; 도 2(b)는 도 2의 예의 평면도이고; 도 2(c)는 도 2의 예의 후미(aft) 도면이고; 도 2(d)는 변위 각도를 개략적으로 예시하는 도 2의 예의 등각도이고; 도 2(e)는 제로가 아닌 입사각을 갖는 도 2의 예의 대안 변형예의 측면도이다.

도 3(a)는 격납 구성의 제1 날개 요소를 도시하는 도 1의 예의 측면도이고; 도 3(b)는 부분적으로 전개 구성의 도 3(a)의 예의 측면도이고; 도 3(c)는 전개 구성의 도 3(a)의 예의 정면도이다.

도 4(a)는 격납 구성의 제1 날개 요소를 도시하는 도 1의 예의 횡단면도이고; 도 4(b)는 부분적으로 전개 구성의 도 4(a)의 예의 횡단면도이고; 도 4(c)는 전개 구성의 도 4(a)의 예의 횡단면도이다.

도 5(a)는 격납 구성의 제2 날개 요소를 도시하는 도 1의 예의 측면도이고; 도 5(b)는 전개 구성의 도 5(a)의 예의 측면도이고; 도 5(c)는 도 5(a)의 예의 정면도이다.

도 6(a)는 격납 구성의 제2 날개 요소를 도시하는 도 1의 예의 횡단면도이고; 도 6(b)는 부분적으로 전개 구성의 도 6(a)의 예의 횡단면도이고; 도 6(c)는 전개 구성의 도 6(a)의 예의 횡단면도이다.

도 7(a)는 요(yaw)로 동작하는 날개 시스템을 도시하는 도 1의 예의 후미 도면이고; 도 7(b)는 피치(pitch)로 동작하는 도 7(a)의 예의 후미 도면이고; 도 7(c)는 롤(roll)로 동작하는 도 7(a)의 예의 후미 도면이다.

도 8(a) 내지 8(d)는 도 1의 예를 격납 구성으로부터 전개 구성으로 전개하기 위한 방법의 예를 개략적으로 예시한다.

도 9는 도 8(a) 내지 8(d)의 예의 방법의 단계들을 개략적으로 예시한다.

도 10(a) 내지 10(e)는 도 1의 예를 격납 구성으로부터 전개 구성으로 전개하기 위한 방법의 예를 개략적으로 예시한다.

도 11은 도 10(a) 내지 10(e)의 예의 방법의 단계들을 개략적으로 예시한다.

도 12(a)는 페어링(fairing)에 수용된 격납 구성에서, 도 1의 예의 비행체 및 날개 시스템을 등각 부분도를 도시하고; 도 12(b)는 도 12(a)의 예를 측면도를 도시하고; 도 12(c)는 도 12(b)의 예를 A-A를 따라 취한 횡단면도를 도시한다.

## *발명을 실시하기 위한 구체적인 내용*

[0148] 도 1, 2, 2(a), 2(b)을 참조하여, 전체적으로 100으로 표시된 본 발명의 제1 예에 따른 비행체는 그 자체로 신규한 날개 시스템(200)을 포함한다. 날개 시스템(200)은 적어도 하나의 날개 전개 모듈(220)을 포함하며, 날개 모듈로서 본 명세서에서 상호교환적으로 지칭된다.

[0149] 적어도 이 예에서, 그리고 특히 도 1을 참조하면, 비행체(100)는 아음속 또는 천음속(transonic) 구성을 포함하는 동력식 고정 날개 유형 비행체이며, 동체 섹션을 갖는 동체(fuselage)를 포함하고, 이는 이 예에서는 후미 동체 섹션(110), 비행체(100)에 공기 역학적 양력을 제공하기 위한 날개 장치(300), 적절한 추진 시스템(미도시), 및 날개 시스템(200)이다. 이 예의 대안 변형예들에서, 비행체(100)는 대신에 초음속 구성으로 구성될 수 있다.

[0150] 동체, 특히 이 예에서 후미(aft) 동체 섹션(110)인 동체 섹션은 동체 종축(LA)을 갖는다.

[0151] 날개 시스템(200)이 후미 동체 섹션(110)에 대해 아래의 예들에서 설명되지만, 이러한 예들의 대안 변형예들에서, 동일한 교시가 필요에 따라 동체의 다른 동체 섹션들에 필요한 변경을 가하여 적용될 수 있다.

[0152] 날개 장치(300)는 적어도 이 예에서, 접이식 또는 달리 전개 가능한 날개 장치를 포함할 수 있으며, 접이식 또는 달리 전개 가능한 날개 장치는 적재 날개 구성으로부터 전개 날개 구성으로 전개 가능한 하나, 둘 이상의 공기 역학적 양력 발생 날개를 포함한다. 적재 날개 구성에서, 하나 이상의 공기 역학적 양력 발생 날개는 동체 위 및/또는 아래에 수용되고, 개별 스팬 축(span axis)들은 전체적으로 후미 동체 섹션(110)과 정렬된다. 전개된 날개 구성에서, 하나 이상의 공기 역학적 양력 발생 날개는 날개의 선단 에지(leading edge)가 이제 기류

(airstrea)(AS)를 마주하도록 후미 동체 섹션에 대해 바깥쪽으로(outwardly) 돌출하고, 날개가 공기 역학적 양력을 발생시킬 수 있게 한다. 날개들에 대한 이러한 기류는, 예를 들어, 공기에서 상당한 전방 속도로 이동하는 비행체(100)의 결과일 수 있다. 하나 이상의 공기 역학적 양력 발생 날개는 비행체를 위한 공기 역학적 비행을 위해 충분한 공기 역학적 양력을 발생시키도록 구성된다.

[0153] 적어도 이 예에서, 그리고 다른 예들에서, 날개 시스템(200)은 비행체(100)에 대한 꼬리 구성 또는 꼬리 날개(empennage)로서 구성된다. 그러나, 이 예의 대안 변형예들에서, 그리고 다른 예들에서, 대응하는 날개 시스템은 예를 들어, 비행체의 양력 생성 날개들로서, 또는 비행체를 위한 다른 날개들로서 구성될 수 있다.

[0154] 또한, 본 개시된 주제는 UAV 항공기에서 특정 애플리케이션을 발견하지만, 본 개시된 주제는 또한, 예를 들어, 준용하여, 특히 일반 항공, 아음속 수송 수단, 해군 항공 등에 적용될 수 있다. 이 예의 대안 변형예들에서, 그리고 다른 예들에서, 비행체(100)는 대신에 무동력, 고정 날개 유형 아음속 또는 천음속 비행체, 유인 또는 무인으로서 구성될 수 있다.

[0155] 비행체(100)는 적어도 그 비행 엔벨로프(envelope) 내에 비행체(100)를 동작시키도록 구성되고, 특히 날개 시스템(200)을 동작시키도록 구성된 제어기(미도시)를 포함하는 제어 시스템을 더 포함한다.

[0156] 본 명세서에서 더 명확해지는 바와 같이, 날개 시스템(200)은 격납 구성(SC) 및 전개 구성(DC)을 갖는다. 또한, 날개 시스템(200)은 격납 구성(SC)과 전개 구성(DC) 사이에서 선택적으로 전환하도록 구성된다.

[0157] 이 예에서, 날개 시스템(200)은 2개의 날개 전개 모듈(220), 특히 좌현 날개 전개 모듈(220P) 및 우현 날개 전개 모듈(220S)을 포함한다. 따라서, 본 명세서에서 달리 명시되지 않는 한, 도면 번호(220)는 또한 좌현 전개 모듈(220P) 및 우현 날개 전개 모듈(220S)의 각각 하나를 지칭할 것이다. 그러나, 이 예의 다른 대안 변형예들에서, 날개 시스템(200)은 단일 날개 전개 모듈(220) - 예를 들어, V-꼬리의 형태 - 을 포함한다. 이 예의 또 다른 대안 변형예들에서, 날개 시스템(200)은 2개 초과의 날개 전개 모듈들(220) - 예를 들어, 동체 섹션의 주변부 주위에 배열된 V-핀(fin)들의 3개 또는 4개의 세트들을 포함할 수 있다.

[0158] 각각의 날개 전개 모듈(220)은 동체 섹션, 특히 후미 동체 섹션(110)의 측방향 측면(lateral side)에 장착되도록 구성된다.

[0159] 적어도 이 예에서, 좌현 날개 전개 모듈(220P)은 후미 동체 섹션(110)의 좌현 측(110P)에 장착되고, 우현 날개 전개 모듈(220S)은 후미 동체 섹션(110)의 우현 측(110S)에 장착된다.

[0160] 좌현 날개 전개 모듈(220P) 및 우현 날개 전개 모듈(220S)은 본질적으로 서로의 거울 이미지들이고, 그렇지 않으면 서로 실질적으로 동일하다.

[0161] 각각의 날개 모듈(220)은 적어도 하나의 제1 날개 요소(240H) 및 적어도 하나의 제2 날개 요소(240V)를 포함하는 날개 요소들(240)의 세트를 포함한다. 적어도 이 예에서, 각각의 날개 모듈(220)은 단일 제1 날개 요소(240H) 및 단일 제2 날개 요소(240V)를 포함하는 날개 요소들(240)의 세트를 포함한다.

[0162] 이 예의 대안 변형예들에서, 각각의 날개 모듈(220)은 하나 초과의 제1 날개 엘리먼트(240H) 및/또는 하나 초과의 제2 날개 엘리먼트(240V)를 포함하는 날개 엘리먼트들(240)의 세트를 포함할 수 있다. 예를 들어, 날개 모듈이 2개의 제2 날개 요소들을 포함하는 이러한 예들에서, 이들은 격납 구성에서 상호 오버라잉(overlying) 관계(및 또한 격납 구성에서 하나 이상의 제1 날개 요소들에 대해 오버라잉됨)에 있을 수 있고, 하나의 제2 날개 요소가 (예시된 예들에서와 같이) 후미 동체 섹션으로부터 상향으로 돌출하고 다른 제2 날개 요소가 후미 동체 섹션으로부터 반대 방향으로 - 하향으로 돌출하도록 전개 구성으로 전개된다. 추가적으로 또는 대안적으로, 예를 들어, 날개 모듈이 2개의 제1 날개 요소들을 포함하는 이러한 예들에서, 이들은 격납 구성에서 상호 오버라잉 관계에 있을 수 있고(그리고 또한 격납 구성에서 하나 이상의 제1 날개 요소들에 대해 오버라잉됨), 하나의 제1 날개 요소가 후미 동체 섹션으로부터 상향으로 경사지고 다른 제1 날개 요소가 후미 동체 섹션으로부터 하향으로 경사지도록, 예를 들어, "<" 형태로 전개 구성으로 전개된다.

[0163] 적어도 이 예에서, 각각의 날개 모듈(220)에 대해, 개별 제1 날개 요소(240H)는 본 명세서에서 수평 꼬리로 상호교환가능하게 지칭되는 수평 안전판(horizontal stabilizer)으로서 구성되고, 제2 날개 요소(240V)는 본 명세서에서 수직 꼬리로 상호교환가능하게 지칭되는 수직 안전판(vertical stabilizer)으로서 구성된다.

[0164] 적어도 이 예에서 제1 날개 요소(240H)는 제1 날개 요소 루트(root)(242H)로부터 제1 날개 요소 팁(tip)(244H)까지, 그 제1 날개 요소 종축(240LA1)을 따라 횡단면에서 시위(chord)($C_H$)를 갖는 대응하는 익형 단면 프로파

일($AE_H$)을 갖는다. 이 예에서 익형 단면 프로파일($AE_H$)은 제로 캠버(camber)를 갖고 기류에 대한 제로 받음각(α)에 대응하는 제로 공기 역학적 힘(aerodynamic force)을 생성하지만(즉, 제로의 양력 계수를 갖지만), 이 예의 대안 변형예에서 익형 단면 프로파일($AE_H$)은 제로가 아닌 캠버를 갖고 및/또는 기류에 대한 제로 받음각(α)에 대응하는 공기 역학적 힘(즉, 제로가 아닌 양의 양력 계수를 가질 수 있다).

[0165] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소(240H)는 선단 에지(leading edge)(241H), 후단 에지(trailing edge)(243H), 및 스팬(span)($S_H$)을 갖는다. 제1 날개 요소 제1 날개 요소 종축(240LA1)은 제1 날개 요소 루트(242H)와 제1 날개 요소 팁(244H) 사이에서 제1 날개 요소(240H)의 길이를 따라 연장된다.

[0166] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소(240H)는 평면 형태가 전체적으로 직사각형이고, 익형 단면 프로파일($AE_H$)은 개별 제1 날개 요소 제1 날개 요소(240H)의 제1 날개 요소 종축(240LA1)을 따라 크기 및 프로파일이 균일하다. 따라서, 적어도 이 예에서 시위($C_H$)는 균일하다(그리고 제1 날개 요소(240H)의 최대 시위(chord)에 대응함).

[0167] 그러나, 이 예의 대안 변형예에서, 제1 날개 요소(240H)는, 예를 들어, 평면 형태가 전체적으로 사다리꼴(즉, 테이퍼(taper)를 가짐) 또는 임의의 다른 형상일 수 있고, 익형 단면 프로파일($AE_H$)은 제1 날개 요소(240H)의 개별 제1 날개 요소 제1 날개 요소 종축(240LA1)을 따라 프로파일이 균일하지만, 개별 제1 날개 요소(240H)의 제1 날개 요소 제1 날개 요소 종축(240LA1)을 따라 각각의 스팬-와이즈 위치(span-wise position)에서 익형 단면 프로파일($AE_H$)의 크기는 개별 스팬-와이즈 위치에서 시위($C_H$)의 크기에 비례하여 변할 수 있다. 이러한 경우, 시위($C_H$)는 최대 시위(maximum chord)와 최소 시위(minimum chord) 사이에서 변할 수 있다.

[0168] 그러나, 이 예의 또 다른 대안 변형예에서, 제1 날개 요소(240H)는, 예를 들어, 평면 형태가 전체적으로 사다리꼴(즉, 테이퍼를 가짐) 또는 임의의 다른 형상일 수 있고, 익형 단면 프로파일($AE_H$)은 제1 날개 요소(240H)의 개별 제1 날개 요소 제1 날개 요소 종축(240LA1)을 따라 프로파일이 불균일하며, 또한 개별 제1 날개 요소(240H)의 제1 날개 요소 제1 날개 요소 종축(240LA1)을 따라 각각의 스팬-와이즈 위치에서 익형 단면 프로파일($AE_H$)의 크기는 개별 스팬-와이즈 위치에서 시위($C_H$)의 크기에 비례하여 변할 수 있다. 이러한 경우, 시위($C_H$)는 최대 시위와 최소 시위 사이에서 변할 수 있다.

[0169] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소(240H)는 스윕(sweep)되지 않고, 따라서 스팬($S_H$)은 제1 날개 요소 제1 날개 요소 종축(240LA1)에 평행하다. 그러나, 이 예의 대안 변형예들에서, 제1 날개 요소(240H)는 스윕될 수 있고, 예를 들어, 양의 스윕 각도 또는 음의 스윕 각도를 갖고따라서 스팬($S_H$)은 제1 날개 요소 종축(240LA1)에 평행하지 않다.

[0170] 상기 예들 중 적어도 하나에서, 제1 날개 요소(240H)의 개별 제1 날개 요소 제1 날개 요소 종축(240LA1)을 따른 개별 두께 대 시위 비(thickness to chord ratio)는 균일할 수 있다. 대안으로, 상기 예들의 적어도 하나의 변형예에서, 제1 날개 요소(240H)의 개별 스팬을 따른 개별 두께 대 시위 비는 불균일할 수 있다. 예를 들어, 개별 제1 날개 요소 제1 날개 요소 종축(240LA1)을 따른 개별 두께 대 시위 비는 개별 제1 날개 요소 루트(242H)로부터 제1 날개 요소 팁(244H)으로의 방향에서 감소될 수 있다.

[0171] 평면도에서(예를 들어, 도 2(b)에 도시된 바와 같이), 제1 날개 요소(240H)는 최대 폭($W_H$)으로 구성되고, 여기서 이 폭은 스팬($S_H$)에, 및/또는 제1 날개 요소(240H)의 제1 날개 요소 종축(240LA1)에 직교하여 취해진다. 이러한 최대 폭($W_H$)은 후미 동체 섹션(110)의 높이(HF)와 상관된다. 예를 들어, 그러한 최대 폭($W_H$)은 후미 동체 섹션(110)의 높이(HF)와 대략 동일한 치수이거나, 또는 후미 동체 섹션(110)의 높이(HF)의 ±10% 이내 또는 ±20% 이내이다.

[0172] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소(240H)는, 본 명세서에서 더 명확해지는 바와 같이, 선택적으로 양의 승강타 편향(elevator deflection)들 또는 음의 승강타 편향들을 제공하도록 피벗 축(pivot axis)을 중심으로 피벗팅함으로써 제어가능하게 동작될 수 있는 승강타(245H) 형태의 적어도 하나의 제어 표면을 포함하여, 피치, 요 및 롤의 제어 모멘트들이 생성될 수 있게 한다. 이 예의 대안 변형예들에서, 제1 날개 요소(240H) 그 자체는 작동가능한 모노블록(monoblock) 승강타로 구성되며, 이는 선택적인 양의 승강타 편향들 또는 승강타 방향타 편향들을 제공하기 위해 적합한 제1 날개 요소 피벗 축을 중심으로 피벗하도록 제어가능하게 동작될 수 있어, 피치, 요 및 롤의 제어 모멘트들이 생성될 수 있게 한다.

[0173] 적어도 이 예에서, 적절한 액추에이터 시스템(도시되지 않음)은 승강타 편향 각도의 변화를 제어 및 수행하기 위해 제어기뿐만 아니라 승강타(245H)에 동작가능하게 결합된다. 예를 들어, 이러한 액추에이터 시스템은 제1 날개 요소(240H) 자체 내에, 예를 들어, 제1 날개 요소(240H)의 본체 내부에 내장될 수 있다. 비제한적인 예로서, 이러한 액추에이터 시스템은 독일 Volz Servos GmbH & Co. KG에 의한 Volz DA-30 또는 Volz DA-15 서보(servo) 중 하나 이상을 포함할 수 있다.

[0174] 도 2(c)를 참조하면, 적어도 이 예에서, 전개 구성(DC)에서, 제1 날개 요소(240H)는 명목상 제로 이면각(dihedral angle)으로 후미 동체 섹션(110)에 대해 배향되며, 다시 말해서, 좌현 및 우현 제1 날개 요소들(240H)의 개별 제1 날개 요소 종축들(240LA1)은 서로 평행하고, 특히 서로 동축이다. 따라서, 승강타(245H)의 피벗 축은 비행체(100)의 피치 축에 본질적으로 평행하다. 또한, 전개 구성(DC)에서, 제1 날개 요소(240H)는 제1 날개 요소 팁(244H)이 제1 날개 요소 루트(242H)보다 후미 동체 섹션(110)으로부터 더 큰 간격에 있도록 후미 동체 섹션(110)으로부터 바깥쪽으로(outwardly) 그리고 측방으로(laterally) 돌출한다.

[0175] 다시 도 1을 참조하면, 격납 구성(SC)에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 제1 날개 요소 종축(240LA1) 및 제2 날개 요소 종축(240LA2)이 명목상으로 서로 평행하도록 오버라잉 관계에 있다. 격납 구성(SC)의 각각의 날개 전개 모듈(220)은 동체 섹션(110)에 대해 오버라잉 관계로 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)를 제공하도록 구성된다.

[0176] 본 명세서에서 더 명확해지는 바와 같이, 격납 구성(SC)에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 제1 날개 요소 종축(240LA1) 및 제2 날개 요소 종축(240LA2)이 각각 명목상으로 동체 종축(LA)과 평행하도록 동체 섹션(110)에 대해 배향되기 위해 전술한 오버라잉 관계(overlying relationship)로 구성된다.

[0177] 다시 도 2를 참조하면, 전개 구성(DC)에서, 제1 날개 요소(240H)는 제1 날개 요소 종축(240LA1)이 제2 날개 요소 종축(240LA2)에 대해 평행하지 않도록 제2 날개 요소(240V)에 대해 배향된다.

[0178] 또한, 본 명세서에서 더 명확해지는 바와 같이, 전개 구성(DC)에서, 제1 날개 요소(240H)는 제1 날개 요소 종축(240LA1)이 동체 종축(LA)에 대해 평행하지 않도록, 예를 들어, 직교하도록 동체 섹션(110)에 대해 배향된다. 또한, 전개 구성(DC)에서, 제2 날개 요소(240V)는 제2 날개 요소 종축(240LA2)이 동체 종축(LA)에 대해 평행하지 않도록, 예를 들어, 직교하도록 동체 섹션(110)에 대해 배향된다.

[0179] 예를 들어, 그리고 다시 도 1을 참조하면, 격납 구성(SC)에서, 제1 날개 요소(240H)는 제1 날개 요소(240H)의 제1 날개 요소 종축(240LA1)이 특히 후미 동체 섹션(110)의 동체의 종축(LA)과 명목상 평행하게 되도록 후미 동체 섹션(110)에 대해 배향된다.

[0180] 다시 도 2, 2(a), 2(b), 2(c)를 참조하면, 전개 구성(DC)에서, 제1 날개 요소(240H)는 제1 날개 요소(240H)의 제1 날개 요소 종축(240LA1)이 종축(LA)에 대해 평행하지 않도록 후미 동체 섹션(110)에 대해 배향된다. 적어도 이 예에서, 전개 구성에서, 제1 날개 요소 종축(240LA1)은 특히 후미 동체 섹션(110)의 동체의 종축(LA)과 명목상 직교한다. 적어도 이 예에서, 전개 구성에서, 제1 날개 요소 종축(240LA1)은 비행체(100)의 피치 축(P)과 명목상 평행하다.

[0181] 특히 도 2(c)를 참조하면, 날개 시스템(200)은 날개 시스템(200), 특히 각각의 날개 모듈(240)을 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전환시키도록 구성된 전개 시스템(400)을 더 포함한다.

[0182] 적어도 이 예에서, 그리고 특히 도 3(a), 3(b), 3(c)를 참조하면, 전개 시스템(400)은:

[0183] - 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)에 의해 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로 각각의 제1 날개 요소(240H)를 피벗시키고,

[0184] - 제1 날개 요소(240H)를 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 제로가 아닌 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)만큼 피벗시킴으로써 각각의 제1 날개 요소(240H)를 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전개시키도록 구성된다.

[0185] 각각의 제1 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 피벗시키는 것은 후미 동체 섹션(110)의 표면을 따라 또는 전체적으로 평행하게 제1 날개 요소(240H)를 본질적으로 회전시킴으로써, 그에 의해 비행체(100)의 전방 단부를 향해 선단 에지(241H)를 배향하고 그리고 동시에 후미 동체 섹션(100)의 후미 단부를 향해 후단 에지(243H)를 배향시키며, 동시에 후미 동체 섹션(110)에 대한 제1 날개 요소 팁(244H)의 간격을 본질적으로 증가시키는 한편, 동시에 후미 동체 섹션(110)에 대한 제1 날개 요소 루트(242H)의 간격은 변경되지 않은 채

로 유지될 수 있거나, 훨씬 더 작은 양만큼 변경될 수 있다는 것에 유의해야 한다. 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로의 이러한 회전은 적어도 이 예에서 명목상 수직 평면에 걸쳐 있다.

[0186] 다른 한편으로, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 피벗시키는 것은 제1 날개 요소(240H)를 배향하며, 여기서 선단 에지(241H)는 비행체(100)의 전방 단부를 향해 마주하고, 후단 에지(243H)는 비행체(100)의 후미 단부를 향해 마주하고, 제1 날개 요소 팁(244H)은 후미 동체 섹션(110)에 대한 제1 날개 요소 루트(242H)의 간격보다 큰 간격으로 후미 동체 섹션(110)에 대해 이격되지만, 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소(240H)는 이제 전개 구성(DC)에 대응하는 전체적인 수평 방향에 있다.

[0187] 적어도 이 예에서, 제1 모듈 피벗 축(MPA1)은 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)에 대해 직교한다. 이 예의 대안 변형예들에서, 예를 들어, 제1 모듈 피벗 축(MPA1)은 90° 와 상이한, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)에 대해 제로가 아닌(non-zero) 각도에 있다.

[0188] 적어도 이 예에서, 제1 모듈 피벗축(MPA1)은 비행체(100)의 피치 축(P)과 평행하다. 이 예의 대안 변형예들에서, 예를 들어, 제1 모듈 피벗 축(MPA1)은 피치 축(P)에 대해 제로가 아닌 각도에 있을 수 있고, 롤 축(R)으로부터 90° 와 상이한 제로가 아닌 각도에 있을 수 있다.

[0189] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)은 비행체(100)의 롤 축(R)에 평행하다. 이 예의 대안 변형예들에서, 예를 들어, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)은 롤 축(R)에 대해 제로가 아닌 각도에 있다.

[0190] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)은 비행체(100)의 종축(LA)에 평행하다. 이 예의 대안 변형예들에서, 예를 들어, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)은 종축(LA)에 대해 제로가 아닌 각도에 있다.

[0191] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)은 제1 날개 요소(240H)의 시위선(chordline)($CL_H$)에 평행하다.

[0192] 예를 들어, 그리고 도 4(a), 4(b) 및 4(c)를 참조하면, 전개 시스템(400)은 날개 모듈(220) 또는 적어도 개별 제1 날개 요소(240H)가 제1 모듈 피벗축(MPA1)을 중심으로, 적어도 격납 구성(SC)(도 4(a))에서의 위치로부터 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)에 후속하는 중간 위치(도 4(b))로 피벗할 수 있게 하는 방식으로 후미 동체 섹션(110)에 대해 피벗 가능하게 또는 회전가능하게 장착되는 샤프트 또는 저널(journal)(250H)을 포함한다.

[0193] 또한, 개별 제1 날개 요소(240H)는, 예컨대 제1 날개 요소(240H)가 중간 위치로부터 전개 구성(DC)에 대응하는 위치로, 제로가 아닌 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)에 의해 저널(250H)에 대해 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 피벗할 수 있게 하기 위해, 핀(254H) 및 브래킷(bracket)(252H)을 통해 후미 동체 섹션(110)의 외부에서 저널(250H)에 예를 들어, 저널(250H)의 자유 단부에 피벗가능하게 장착된다(도 4(c)).

[0194] 제1 모듈 피벗 축(MPA1)은 그 선단 에지로부터 제1 날개 요소 루트(242H)에서 시위($C_H$)를 따라 시위 방향(chordwise) 위치($X_{HA}$)에 위치된다. 예를 들어, 시위방향 위치 $X_{HA}$는 제1 날개 요소(240H)의 공기 역학적 중심의 전방으로 시위($C_H$)의 약 25% 및/또는 시위($C_H$)의 약 1% 내지 2%(예를 들어, 제1 날개 요소 루트(242H)의 공기 역학적 중심의 전방으로 시위($C_H$)의 약 1% 내지 2%)일 수 있다.

[0195] 다시 도 1을 참조하면, 적어도 이 예에서 제2 날개 요소(240V)는 제2 날개 요소 루트(242V)로부터 제2 날개 요소 팁(244V)까지, 그 제2 날개 요소 제2 날개 요소 종축(240LA2)을 따라 횡단면들에서의 시위($C_V$)를 갖는 대응하는 익형 단면 프로파일($AE_V$)을 갖는다. 이 예에서, 익형 단면 프로파일($AE_V$)은 제로 캠버(camber)를 갖고 기류에 대한 제로 받음각(angle of attack)(α)에 대응하는 제로 공기 역학적 힘(즉, 0의 양력 계수를 가짐)을 생성한다.

[0196] 적어도 이 예에서, 또한 도 2(a)를 참조하면, 제2 날개 요소(240V)는 선단 에지(241V), 후단 에지(243V), 및 스팬($S_V$)을 갖는다. 제2 날개 요소 제2 날개 요소 종축(240LA2)은 제2 날개 요소 루트(242V)와 제2 날개 요소 팁(244V) 사이에서 제2 날개 요소(240V)의 길이를 따라 연장된다.

[0197] 적어도 이 예에서, 제2 날개 요소(240V)는 평면 형태가 전체적으로 직사각형 이고, 익형 단면 프로파일($AE_V$)은 제2 날개 요소(240V)의 개별 제2 날개 요소 종축(240LA2)을 따라 크기 및 프로파일이 균일하다. 따라서, 적어도

이 예에서 제2 날개 요소(240V)는 시위($C_V$)가 균일하다(그리고 제2 날개 요소(240V)의 최대 시위에 대응한다).

[0198] 그러나, 이 예의 대안 변형예에서, 제2 날개 요소(240V)는, 예를 들어, 평면 형태가 전체적으로 사다리꼴(즉, 테이퍼를 가짐) 또는 임의의 다른 형상일 수 있고, 익형 단면 프로파일($AE_V$)은 제2 날개 요소(240V)의 개별 제2 날개 요소 제2 날개 요소 종축(240LA2)을 따라 프로파일이 균일하지만, 개별 제2 날개 요소(240V)의 제2 날개 요소 종축(240LA2)을 따라 각각의 스팬-와이즈 위치에서 익형 단면 프로파일($AE_V$)의 크기는 각각의 스팬-와이즈 위치에서 시위($C_V$)의 크기에 비례하여 변할 수 있다. 이러한 경우, 시위($C_V$)는 최대 시위와 최소 시위 사이에서 변할 수 있다.

[0199] 그러나, 이 예의 또 다른 대안 변형예에서, 제2 날개 요소(240V)는, 예를 들어, 평면 형태가 전체적으로 사다리꼴(즉, 테이퍼를 가짐) 또는 임의의 다른 형상일 수 있고, 익형 단면 프로파일($AE_V$)은 제2 날개 요소(240V)의 개별 제2 날개 요소 제2 날개 요소 종축(240LA2)을 따라 프로파일이 불균일하며, 또한 개별 제2 날개 요소(240V)의 제2 날개 요소 종축(240LA2)을 따라 각각의 스팬-와이즈 위치에서의 익형 단면 프로파일($AE_V$)의 크기는 각각의 스팬-와이즈 위치에서의 시위($C_V$)의 크기에 비례하여 변할 수 있다. 이러한 경우, 시위($C_V$)는 최대 시위와 최소 시위 사이에서 변할 수 있다.

[0200] 적어도 이 예에서, 제2 날개 요소(240V)는 스윕(sweep)되지 않고, 따라서 스팬($S_V$)은 제2 날개 요소 종축(240LA2)에 평행하다. 그러나, 이 예의 대안 변형예들에서, 제2 날개 요소(240V)는 스윕되고, 예를 들어, 양의 스윕 각도 또는 음의 스윕 각도를 갖고 따라서 스팬($S_V$)은 제2 날개 요소 종축(240LA2)에 평행하지 않다.

[0201] 상기 예들 중 적어도 하나에서, 제2 날개 요소(240V)의 개별 제2 날개 요소 종축(240LA2)을 따른 개별 두께 대 시위 비는 균일할 수 있다. 대안으로, 상기 예들의 적어도 하나의 변형예에서, 제2 날개 요소(240V)의 개별 스팬을 따른 개별 두께 대 시위 비는 불균일할 수 있다. 예를 들어, 개별 제2 날개 요소 종축(240LA2)을 따른 개별 두께 대 시위 비는 개별 제2 날개 요소 루트(242V)로부터 제2 날개 요소 팁(244V)으로의 방향에서 감소될 수 있다.

[0202] 평면도에서, 그리고 도 5(a)를 참조하면, 제2 날개 요소(240V)는 최대 폭($W_V$)으로 구성되며, 여기서 이 폭은 스팬($S_V$)에 대해, 및/또는 제2 날개 요소(240V)의 제2 날개 요소 종축(240LA2)에 대해 직교하여 취해진다. 그러한 최대 폭($W_V$)은 후미 동체 섹션(110)의 높이(HF)와 상관된다. 예를 들어, 그러한 최대 폭($W_V$)은 후미 동체 섹션(110)의 높이(HF)와 대략 동일한 치수이거나, 또는 후미 동체 섹션(110)의 높이(HF)의 ±10% 이내 또는 ±20% 이내이다.

[0203] 적어도 이 예에서, 제2 날개 요소(240V)는 본원에서 더 명확해질 바와 같이, 선택적으로 양의 방향타 편향들 또는 음의 방향타 편향들을 제공하기 위해 피벗 축을 중심으로 피벗하도록 제어가능하게 동작될 수 있는 방향타(rudder)(245V) 형태의 적어도 하나의 제어 표면을 포함하며, 이에 의해 요 및 롤에서의 제어 모멘트들이 생성될 수 있다. 이 예의 대안 변형예들에서, 제2 날개 요소(240V) 그 자체는 작동가능한 모노블록 방향타로서 구성되며, 이는 선택적으로 양의 방향타 편향들 또는 음의 방향타 편향들을 제공하기 위해 적합한 제2 날개 요소 피벗 축을 중심으로 피벗하도록 제어가능하게 동작될 수 있어서, 요(yaw) 및 롤(roll)에서의 제어 모멘트들이 생성될 수 있게 한다.

[0204] 적어도 이 예에서, 적절한 액추에이터 시스템(도시되지 않음)은 방향타 편향 각도의 변화를 제어 및 수행하기 위해 제어기뿐만 아니라 방향타(245V)에 동작가능하게 결합된다. 예를 들어, 이러한 액추에이터 시스템은 제2 날개 요소(240V) 자체 내에, 예를 들어, 제2 날개 요소(240V)의 본체의 내부에 내장될 수 있다. 비제한적인 예로서, 이러한 액추에이터 시스템은 독일 Volz Servos GmbH & Co. KG에 의한 Volz DA-30 또는 Volz DA-15 서보(servo) 중 하나 이상을 포함할 수 있다.

[0205] 특히 도 2(d) 및 도 5(c)를 참조하면, 적어도 이 예에서, 전개 구성(DC)에서, 제2 날개 요소(240V)는 수평으로부터 원하는 캔트각(cant angle) $\varphi$ 으로 후미 동체 섹션(110)에 대해 배향되고, 방향타(245V)의 피벗 축은 본질적으로 비행체(100)의 요 축(Y)에 평행하거나, 제2 날개 요소 종축(240LA2)에 대해 경사질 수 있다. 또한, 전개 구성(DC)에서, 제2 날개 요소(240V)는 후미 동체 섹션(110)으로부터 바깥쪽으로 그리고 상향으로 돌출하여, 제2 날개 요소 팁(244V)이 제2 날개 요소 루트(242V)보다 후미 동체 섹션(110)으로부터 더 큰 간격에 있도록 한

다. 적어도 일부 예들에서, 90° 미만의 캔트각 $\varphi$를 제공하여, 후미 동체 본체(110)에 대해 날개 시스템(200)의 2개의 제2 날개 요소(240V)의 발산 구성(divergent configuration)을 제공함으로써, 2개의 제2 날개 요소(240V) 사이의 공기 역학적 간섭을 최소화할 수 있다.

[0206] 다시 도 1을 참조하면, 격납 구성(SC)에서, 제2 날개 요소(240V)는 제2 날개 요소(240V)의 제2 날개 요소 종축(240LA2)이 특히 후미 동체 섹션(110)의 동체의 종축(LA)과 명목상 평행하게 되도록 후미 동체 섹션(110)에 대하여 배향된다.

[0207] 다시 도 2, 2(a), 2(b), 2(c)를 참조하면, 전개 구성(DC)에서, 제2 날개 요소(240V)는 제2 날개 요소(240V)의 제2 날개 요소 종축(240LA2)이 종축(LA)에 대해 평행하지 않도록 후미 동체 섹션(110)에 대해 배향된다. 적어도 이 예에서, 전개 구성(DC)에서, 제2 날개 요소 종축(240LA2)은 동체, 특히 후미 동체 섹션(110)의 종축(LA)과 명목상 직교한다. 적어도 이 예에서, 전개 구성(DC)에서, 제2 날개 요소 종축(240LA2)은 피치-요 평면 상에 놓이고, 비행체(100)의 피치 축(P) 및 요 축(Y)과 경사진다.

[0208] 특히 도 2(c)를 참조하면, 날개 시스템(200), 전개 시스템(400)은 날개 시스템(200), 특히 각각의 날개 모듈(240)을 또한 제2 날개 요소(240V)에 대해 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전환시키도록 추가로 구성된다.

[0209] 적어도 이 예에서, 격납 구성의 각각의 날개 전개 모듈(220)은 제2 날개 요소(240V)의 제2 날개 루트(242V)에 대해 오버라잉 관계로 제1 날개 요소(240H)의 제1 날개 루트(242H)를 포함한다.

[0210] 적어도 이 예에서, 그리고 특히 도면들 5(a), 5(b), 5(c) 참조하면, 전개 시스템(400)은 또한 :

[0211] - 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 각각의 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 개별 제2 날개 요소(240V)를 피벗시키는 단계; 및 옵션으로

[0212] - 제2 날개 요소(240V)를 개별 제2 날개 요소 피벗 축($WPA^{V}$)을 중심으로 제로가 아닌 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)만큼 피벗시킴으로써 각각의 제2 날개 요소(240V)를 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전개하거나 또는 다른 식으로 전환하도록 구성된다.

[0213] 캔트각 $\varphi$가 90으로 설정되는 이 예 및 다른 예들의 구현예들에 대해, 제2 날개 요소(240V)는 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 각각의 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 피벗되는 한편, 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전환할 때, 더 이상의 전환이 요구되지 않는다는 것에 유의해야 한다. 다시 말해서, 제로가 아닌 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 의해 개별 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 피벗시키는 단계는 생략된다.

[0214] 또한, 캔트각 $\varphi$가 90° 미만으로 설정되는 이 예 및 다른 예의 구현예의 경우, 제2 날개 요소(240V)가 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 개별 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 피벗되는 동안, 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전환할 때, 더 이상의 전환이 요구되지 않는다는 것에 유의해야 한다. 다시 말해서, 제로가 아닌 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 의해 개별 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 피벗시키는 단계는 생략된다. 이러한 경우에, 각각의 제2 모듈 피벗 축(MPA2)은 피치 축(P) 및 롤 축(R)에 대응하는 각도로 설정될 수 있어, 격납 구성(SC)에서 제2 날개 요소(240V)의 제2 날개 요소 종축(240LA2)이 종축(LA)에 대해 평행한 동안, 전개 구성(DC)에서 제2 날개 요소(240V)는 개별 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 피벗되어 요구된 캔트각을 자동으로 제공한다.

[0215] 각각의 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 피벗시키는 것은 후미 동체 섹션(110)의 표면을 따라 또는 전체적으로 그에 평행하게 제2 날개 요소(240V)를 본질적으로 회전시키고, 이에 의해 비행체(100)의 전방 단부를 향해 선단 에지(241V)를 배향시키고, 비행체(100)의 후미 단부를 향해 후단 에지(243V)를 배향시키며, 동시에 후미 동체 섹션(110)에 대한 제2 날개 요소 팁(244V)의 간격을 본질적으로 증가시키는 한편, 동시에 후미 동체 섹션(110)에 대한 제2 날개 요소 루트(242V)의 간격은 변경되지 않은 채로 유지될 수 있거나, 훨씬 더 작은 양만큼 변경될 수 있다는 것에 유의해야 한다. 각각의 제2 모듈 피벗 축(MPA2)에 대한 이

러한 회전은 적어도 이 예에서 명목상 수직 평면에 걸쳐 있다. 캔트각 $\varphi$가 90° 으로 설정되는 이 예의 대안 변형예들에서, 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)의 개별 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 하는 그러한 회전은 제2 날개 요소(240V)를 전개 구성(DC)에 대응하는 그의 위치에 오게 한다.

[0216] 다른 한편으로, 예를 들어, 캔트각 $\varphi$가 90° 미만으로 설정되는 이 예에서, 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 피벗시키는 것은 제2 날개 요소(240V)를 배향하고, 여기서 선단 에지(241V)는 비행체(100)의 전방 단부를 향해 마주하고, 후미 에지(243V)는 비행체(100)의 후미 단부를 향해 마주하고, 제2 날개 요소 팁(244V)은 후미 동체 섹션(110)에 대한 제2 날개 요소 루트(242V)의 간격보다 더 큰 간격으로 후미 동체 섹션(110)에 대해 이격된 상태로 유지되지만, 제2 날개 요소(240V)는 이제 전개 구성(DC)에 대응하는 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에서 수직 평면에 경사진다. 예시된 예에서, 제2 날개 요소(240V)는 90° 미만 캔트각 $\varphi$, 예를 들어, 75° 에 있다. 따라서, 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 제1 모듈 피벗축(MPA2)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 전술된 피벗시키는 것에 더하여, 제2 날개 요소(240V)는 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 의해 개별 제2 날개 요소 피벗축($WPA_V$)을 중심으로 추가로 피벗된다.

[0217] 따라서, 적어도 이 예에서, 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)는 다음의 표현식에 의해 캔트각 $\varphi$와 관련된다:

[0218] $\Theta_V = 90° - \varphi$

[0219] 적어도 이 예에서, 제2 모듈 피벗 축(MPA2)은 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)에 대해 직교한다. 이 예의 대안 변형예들에서, 예를 들어, 제2 모듈 피벗 축(MPA2)은 90° 와 상이한, 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)에 대해 제로가 아닌 각도에 있다.

[0220] 적어도 이 예에서, 제2 모듈 피벗축(MPA2)은 비행체(100)의 피치 축(P)에 평행하다. 이 예의 대안 변형예들에서, 예를 들어, 제2 모듈 피벗 축(MPA2)은 피치 축(P)에 대해 제로가 아닌 각도에 있고, 롤 축(R)으로부터 90° 와 상이한 제로가 아닌 각도에 있을 수 있다.

[0221] 적어도 이 예에서, 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 비행체(100)의 롤 축(R)에 평행하다. 이 예의 대안 변형예들에서, 예를 들어, 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 롤 축(R)에 대해 제로가 아닌 각도에 있다.

[0222] 적어도 이 예에서, 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 비행체(100)의 종축(LA)에 평행하다. 이 예의 대안 변형예들에서, 예를 들어, 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 종축(LA)에 대해 제로가 아닌 각도에 있다.

[0223] 적어도 이 예에서, 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 제2 날개 요소(240V)의 시위선($CL_V$)에 평행하다.

[0224] 예를 들어, 그리고 도 6(a), 6(b) 및 6(c)를 참조하면, 전개 시스템(400)은 적어도 날개 모듈(220)의 개별 제2 날개 요소(240V)가 제2 모듈 피벗축(MPA2)을 중심으로, 적어도 격납 구성(SC)(도 6(a))에서의 위치로부터 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 후속하는 중간 위치(도 6(b))로 피벗할 수 있게 하는 방식으로 후미 동체 섹션(110)에 대해 피벗 가능하게 또는 회전가능하게 장착된 샤프트 또는 저널(journal)(250V)을 포함한다.

[0225] 또한, 개별 제2 날개 요소(240V)는, 예컨대 제2 날개 요소(240V)가 중간 위치로부터 전개 구성(DC)에 대응하는 위치로, 제로가 아닌 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 의해 저널(250V)에 대해 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 피벗할 수 있게 하기 위해, 핀(254V) 및 브래킷(252V)을 통해, 후미 동체 섹션(110)의 외부의 저널(250V)의 자유 단부에, 예를 들어, 저널(250V)에 피벗가능하게 장착된다(도 6(c)).

[0226] 제2 모듈 피벗 축(MPA2)은 그의 선단 에지로부터 제2 날개 요소 루트(242V)에서 시위($C_V$)를 따라 시위 방향 위치($X_{VA}$)에 위치된다. 예를 들어, 시위와이즈(chordwise) 위치 $X_{VA}$는 제2 날개 요소(240V)의 공기 역학적 중심의 전방으로 시위 $C_V$의 약 25% 및/또는 시위 $C_V$의 약 1% 내지 2%(예를 들어, 제2 날개 요소 루트(242V)의 공기 역학

적 중심의 전방으로 시위 $C_V$의 약 1% 내지 2%)일 수 있다.

[0227] 제1 모듈 피벗축(MPA1)은 제2 모듈 피벗축(MPA2)과 평행할 수 있다. 또한, 적어도 이 예에서, 제1 모듈 피벗축(MPA1)은 제2 모듈 피벗축(MPA2)과 동축이다.

[0228] 제1 모듈 피벗축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗축(MPA2) 중 적어도 하나는 비행체(100)의 피치 축(P)과 평행할 수 있다. 그러나, 적어도 도시된 예에서, 제1 모듈 피벗축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗축(MPA2)은 모두 비행체(100)의 피치 축(P)에 평행하다.

[0229] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 서로 평행하다.

[0230] 본 발명의 일 태양에 따르면, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$) 중 적어도 하나는 비행체(100)의 롤 축(R)에 평행하다. 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 비행체(100)의 롤 축(R)에 평행하다.

[0231] 적어도 이 예에서, 제1 저널(250H)은 제2 저널(250V)에 평행하다. 또한, 적어도 이 예에서, 제1 저널(250H)은 제2 저널(250V)과 동축이다. 또한, 적어도 이 예에서, 제1 저널(250H) 및 제2 저널(250V)은 단일의 통합된 저널을 구성하는데, 즉, 제1 저널(250H) 및 제2 저널(250V)은 하나이고 동일한 저널이다. 또한, 적어도 이 예에서, 제1 모듈 피벗축(MPA1)과 제2 모듈 피벗축(MPA2)은 서로 동일한 축이고, 모듈 피벗축(MPA)으로 지칭될 수 있다. 유사하게, 적어도 이 예에서, 제1 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 제로가 아닌 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 동일한 각도 변위를 지칭하는데, 이는 날개 모듈(220)이 모듈 피벗 축(MPA)을 중심으로 유닛으로서 피벗하고 모듈 각도 변위($\Theta_M$)로 지칭될 수 있기 때문이다.

[0232] 이 예의 적어도 일부 다른 대안 변형예에서, 제1 저널(250H)은 제2 저널(250V)과 동축이지만 제1 저널(250H) 및 제2 저널(250V)은 서로 상이하다. 예를 들어, 제1 저널(250H)은 제2 저널(250V)에 구비된 루멘(lumen) 내에 수용된다.

[0233] 본 예의 적어도 일부 다른 대안 변형예에서, 제1 모듈 피벗축(MPA1)은 평행하고 제2 모듈 피벗축(MPA2)으로부터 이격된다는 것에 유의해야 한다. 예를 들어, 제1 저널(250H)은 제2 저널(250V)과 평행하고 이격된다. 즉, 제1 저널(250H)은 제2 저널(250V)과 동축이 아니고 상이하다.

[0234] 적어도 이 예에서, 격납 구성(SC)에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 오버라잉 공간 관계에 있으며, 여기서 제1 날개 요소(240H)의 하나의 익형 표면은 제2 날개 요소(240V)의 2개의 익형 표면 중 하나와 마주한다.

[0235] 적어도 이 예에서, 그리고 도 1을 참조하면, 전술한 오버라잉 공간 관계에서, 제1 날개 요소 루트(242H)는 제2 날개 요소 루트(242V)에 근접한다. 예를 들어, 제1 날개 요소 루트(242H)는 제2 날개 요소 루트(242V)에 오버라잉된다.

[0236] 특히, 적어도 이 예에서, 격납 구성(SC)에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 위에 놓인 공간 관계에 있고, 여기서, 후미 동체 섹션(110)에 대해 제1 날개 요소 종축(240LA1)이 제2 날개 요소 종축(240LA2)에 평행하다.

[0237] 또한, 적어도 이 예에서, 전술한 측방향 중첩된(superposed) 공간 관계에서, 제1 날개 요소(240H)는 후미 동체 섹션(110)에 대하여 제2 날개 요소(240V)의 기체 외측(outboard)에 있다. 달리 말하면, 전술한 측방향 중첩 공간 관계에서, 제2 날개 요소(240V)는 후미 동체 섹션(110)에 대하여 제1 날개 요소(240H)의 내측(inboard)에 있다.

[0238] 또한, 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 크기가 유사하거나 동일하다. 예를 들어, 제1 날개 요소 스팬($S_H$)은 제2 날개 요소 스팬($S_V$)과 유사하거나 동일하다. 유사하게, 제1 날개 요소 시위($C_H$)는 제2 날개 요소 시위($C_V$)와 유사하거나 동일하다.

[0239] 이 예의 적어도 일부 변형들에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 크기가 유사하지 않다. 예를 들어, 제1 날개 요소 스팬($S_H$)은 제2 날개 요소 스팬($S_V$)에 대해 크기가 상이하고, 및/또는 제1 날개 요소 시위들($C_H$)은 제2 날개 요소 시위들($C_V$)에 대해 크기가 상이하다.

[0240] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는, 개별 제1 모듈 피벗축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗축(MPA2)을 중심으로 피벗할 때, 유닛으로서 함께 동일한 회전 방향으로 피벗하도록 구성된다. 따라서, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 명목상 서로 동일하다. 따라서, 적어도 이 예에서, 격납 구성(SC)에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 전술한 오버라잉 공간 관계에 있고, 여기서 제1 날개 요소 선단 에지(241H)는 전체적으로 제2 날개 요소 선단 에지(241V)에 오버라잉되고, 제1 날개 요소 후단 에지(243H)는 전체적으로 제2 날개 요소 후단 에지(243V)에 오버라잉된다.

[0241] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)와 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 각각 피벗되고, 이들은 명목상 서로 동일하며, 제1 날개 요소(240H)의 시위($C_H$)가 후미 동체 섹션(110) 또는 비행체(100)의 종축(LA)과 전체적으로로 평행하게 된다. 이는 제1 날개 요소들(240H)에 대한 제로 입사각(zero incidence angle)을 제공한다.

[0242] 그러나, 그리고 도 2e를 참조하면, 이 예의 적어도 하나의 대안 변형예에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 각각 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)와 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 피벗되고, 이들은 명목상 서로 동일하며, 제1 날개 요소(240H)의 시위($C_H$)가 후미 동체 섹션(110) 또는 비행체(100)의 종축(LA)과 전체적으로 평행하지 않게 되는 것을 초래한다. 이는 제1 날개 요소들(240H)에 대해 제로가 아닌 입사각($\eta$)을 제공한다.

[0243] 이 예의 적어도 일부 대안 변형예들에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는, 각각의 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 피벗할 때, 동일한 회전 방향으로 또는 서로 반대 회전 방향들로 동시에 피벗하도록 구성된다. 각각의 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 이러한 예들에서, 서로 명목상 동일할 수 있거나, 또는 서로 상이할 수 있다. 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)가 각각의 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)에 대해 함께 피벗되지 않는 예에서, 움직임은 예를 들어, 타이밍을 보장하고 또한 넓은 범위의 비행 조건에서 전개 동안 액추에이터 부하를 완화시키기 위해 공기 역학적 부하를 더 양호하게 이용하기 위해 적절한 기어 시스템에 의해 조정될 수 있다.

[0244] 이 예의 적어도 일부 대안 변형예들에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는, 각각의 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 각각 피벗할 때 순차적으로 피벗하도록 구성된다. 이러한 예에서, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 명목상 서로 동일하거나 서로 상이할 수 있다. 또한, 이러한 예들에서, 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 동일한 회전 방향으로 피벗하도록 구성될 수 있거나, 또는 반대 회전 방향으로 피벗하도록 구성될 수 있다. 각각의 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 이러한 예들에서, 서로 명목상 동일할 수 있거나, 또는 서로 상이할 수 있다.

[0245] 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 동일한 회전 방향으로 (동시에 또는 순차적으로) 피벗하도록 구성된 예에서, 개별 격납 구성(SC)에서, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 전술된 오버라잉 공간 관계에 있고, 개별 제1 날개 요소 선단 에지(241H)는 전체적으로 개별 제2 날개 요소 선단 에지(241V)에 오버라잉되고, 개별 제1 날개 요소 후단 에지(243H)는 전체적으로 개별 제2 날개 요소 후단 에지(243V)에 오버라잉된다.

[0246] 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 반대 회전 방향으로 (동시에 또는 순차적으로) 피벗하도록 구성된 예에서, 개별 격납 구성(SC)에서, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 전술한 오버라잉 공간 관계에 있고, 개별 제1 날개 요소 선단 에지(241H)는 전체적으로 개별 제2 날개 요소 후단 에지(243V)에 오버라잉되고, 개별 제1 날개 요소 후단 에지(243H)는 전체적으로 개별 제2 날개 요소 선단 에지(241V)에 오버라잉된다.

[0247] 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 개별 전개 구성(DC)에 대응하는 개별 전개 위치에 도달하면, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 예를 들어, 임의의 적절한 기계적 잠금부(lock)를 통해 적소에 잠금된다는 것에 유의해야 한다. 예를 들어, 이러한 기계적 잠금부는 예를 들어, 당업계에 공지된 바와 같이 적합한 핀 및 러그 시스템(pin and lug system)을 사용하여 제공될 수 있다. 대안으로, 그러한 기계적 잠금부는 예를 들어, 스프링 부하식 웨지 요소(spring loaded wedge element) 형태일 수 있다.

[0248] 각각의 모듈(220)의 제1 날개 요소(240H)와 개별 제2 날개 요소(240V)를 작동시키기 위해 적절한 액추에이터(도시되지 않음)가 제공되어, 제1 날개 요소(240H)와 개별 제2 날개 요소(240V)가 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및

제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 요구되는 대로 회전하게 하고, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)를 제공하게 하고, 제1 날개 요소(240H)와 개별 제2 날개 요소(240V)가 개별 전개 방법에 의해 요구되는 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$) 및 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)를 통해, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 요구되는 대로 회전하게 한다. 이러한 액추에이터들은, 예를 들어, 액추에이터의 작동에 대응하는, 선택적으로 해제될 때 토크를 제공하는 적합한 압축응력 스프링(prestressed spring)들을 포함할 수 있다. 예를 들어, 코일 스프링은 각각의 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V) 각각을 회전시키고, 그것을 적소에 잠금하기 위해 비틀림력 및 압축력 둘 모두를 제공하도록 구성될 수 있다.

[0249] 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 하는 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)의 회전을 감쇠시키기 위해 적절한 댐퍼(damper)들(도시되지 않음)이 제공될 수 있다. 이러한 댐퍼는 회전 속도를 제한하고 비행체에 대한 부하의 전달을 제한하도록 구성될 수 있다. 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 하는 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)의 회전을 감쇠시키기 위해 적절한 댐퍼들(도시되지 않음)이 또한 제공될 수 있다.

[0250] 이러한 댐퍼는 회전 속도를 제한하고 비행체에 대한 부하의 전달을 제한하도록 구성될 수 있다. 예를 들어, 이러한 댐퍼는 당업계에 잘 알려진 선형 오일 댐퍼(linear oil damper)를 포함할 수 있다.

[0251] 적어도 이 예에서, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)는 80° 내지 100° 사이이고; 예를 들어, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)는 약 90°이다. 예를 들어, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)는 예컨대, 제1 날개 요소(240H)가 전개 구성(DC)에서 제로 입사각, 또는 대안적으로 제로가 아닌 입사각을 채택하는 것을 가능하게 한다.

[0252] 적어도 이 예에서, 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 80° 내지 100° 사이이고; 예를 들어, 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 약 90°이다.

[0253] 적어도 이 예에서, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 서로 동일하다. 또한, 날개 전개 모듈(220)은 제1 모듈 피벗축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗축(MPA2) 중 적어도 하나를 중심으로 피벗하도록 구성된다.

[0254] 적어도 이 예에서, 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)는 70° 내지 110° 사이이고; 예를 들어, 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)는 약 90°이다.

[0255] 적어도 일부 예들에서, 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)는 -20° 내지 +20°이다. 양의 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 대해, 좌현 날개 모듈(220P) 및 우현 날개 모듈(220S)의 개별 제2 날개 요소들(240V)은 동체 후미 섹션(110)에 대해 발산 관계에 있다. 음의 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 대해, 좌현 날개 모듈(220P) 및 우현 날개 모듈(220S)의 제2 날개 요소들(240V)은 동체 후미 섹션(110)에 대해 수렴 관계(converge relationship)에 있다.

[0256] 적어도 이 예에서, 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)는 약 15°이거나, 0° 내지 15°의 범위 내의 임의의 적합한 각도일 수 있다. 이 예의 적어도 하나의 대안 변형예에서, 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)는 약 0°이다.

[0257] 이러한 배치 방법의 두 가지 예가 이제 개시된다.

[0258] 배치 방법의 제1 예

[0259] 도 8(a), 8(b), 8(c), 8(d), 및 도 9를 참조하면, 날개 시스템(200)에 대한 제1 배치 방법(1000)이 예시된다.

[0260] 본 명세서에서 더 명확해지는 바와 같이, 방법(1000)에 따르면, 날개 시스템(200)은 :

[0261] (a) 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)에 의해 제1 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 피벗하고, 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 피벗하고; 및

[0262] (b) 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 피벗함으로써 각각의 날개 전개 모듈(220)을 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전개하도록 구성된다.

[0263] 특히, 방법(1000)에 따르면, 날개 시스템(200)은 :

[0264] (a) 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)에 의해 제1 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 그리고 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 동시에 피벗하고;

[0265] (b) 단계 (a)에 후속하여, 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 피벗함으로써 각각의 날개 전개 모듈(220)을 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전개하도록 구성된다.

[0266] 또한, 제2 날개 요소 각도 변위가 제로가 아닌 예들에 대한 방법(1000)에서, 날개 시스템(200)은 :

[0267] (c) 단계 (a)에 후속하여, 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 의해 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 피벗함으로써 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 각각의 날개 전개 모듈(220)을 전개하도록 구성된다.

[0268] 따라서, 이 방법(1000)은, 각각의 모듈(220)에 대해, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 순차적으로 전개되는 것을 특징으로 하는 것으로 간주될 수 있다.

[0269] 특히 도 8(a)를 참조하면, 단계(1100)에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 전술한 오버라잉 관계로 격납 구성(SC)에 있다.

[0270] 제1 전개 단계(1200)에서, 그리고 특히 도 8(b)를 참조하면, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)를 통해 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 동시에 회전된다. 이 예에서, 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)은 동축이고, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 서로 동일하다. 예를 들어, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 각각 약 90° 이다. 그 후, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 추가로 피벗시키는 것을 방지하는 관점에서 적소에 잠금된다. 단계(1200)에서, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심을 한 개별 모듈(220)의 회전이 없다.

[0271] 제2 전개 단계(1300)에서, 그리고 특히 도 8(c)를 참조하면, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$) 및 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)를 통해, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 회전된다. 이 예에서, 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 명목상 평행하다. 예를 들어, 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)는 약 90° 인 반면, 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)는 약 15° 이다. 이 예의 적어도 일부 대안 변형예들에서, 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)는 0° 이고, 따라서 개별 제2 전개 단계(1300)에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H)는 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)를 통해 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 회전되는 동안, 개별 제2 날개 요소(240V)는 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 피벗되지 않는다.

[0272] 예시된 예에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는, 개별 제2 날개 요소(240V)가 그 개별 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 도달할 때까지, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 동시에 회전될 수 있고, 그 후에 개별 제1 날개 요소(240H)는 그것이 그 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)에 도달할 때까지 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 계속 피벗된다. 대안으로, 개별 제1 날개 요소(240H)는 개별 제1 날개 요소(240H)가 그 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)에 도달할 때까지 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 먼저 회전되고, 그 후에 개별 제2 날개 요소(240V)는 그것이 그 개별 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 도달할 때까지 개별 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을

중심으로 피벗되어 개별 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 피벗된다.

[0273] 최종 전개 단계(1500)에서, 그리고 특히 도 8(d)를 참조하면, 일단 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 그들 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$) 및 개별 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 도달하면, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 그런 다음 전개 구성(DC)을 제공하기 위해 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 추가 피벗을 방지하는 관점에서 제자리에 잠금된다.

[0274] 이론에 구속되지 않고, 본 발명자들은 제1 전개 단계(1200)의 대부분을 따라, 모든 관련 비행 상태에서 양의 전개 모멘트가 기대되어, 개별 제1 모듈 피벗축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗축(MPA2)을 중심으로 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)를 회전시키기 위한 작동 요건을 완화시킨다고 간주한다.

[0275] 그러나, 다시 이론에 구속되지 않고, 발명자들은 초기의 작은 음의 전개 모멘트가 제1 전개 단계(1200)의 시작 시에, 특히 음의 받음각(angle of attack)에 존재할 수 있다고 간주한다.

[0276] 전개 방법의 제2 예

[0277] 도 10(a), 10(b), 10(c), 10(d), 및 도 11을 참조하면, 날개 시스템(200)에 대한 제2 전개 방법(2000)이 예시된다.

[0278] 본 명세서에서 더 명확해지는 바와 같이, 방법(2000)에 따르면, 날개 시스템(200)은 :

[0279] (a) 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)에 의해 제1 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 피벗하고, 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 의해 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 피벗하고; 및

[0280] (b) 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)에 의해 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 피벗함으로써 각각의 날개 전개 모듈(220)을 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전개하도록 구성된다.

[0281] 특히, 방법(2000)에 따르면, 날개 시스템(200)은 :

[0282] (a') 제1 모듈 피벗축(MPA1)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 제1 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}'$)로, 그리고 제2 모듈 피벗축(MPA2)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 제1 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}'$)로 동시에 피벗하고;

[0283] (b') 단계 (a')에 후속하여, 제1 날개 요소(240H)를 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 제로가 아닌 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)에 의해 피벗시키는 한편, 동시에 제1 날개 요소(240H)를 제1 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로 제2 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}''$)로, 그리고 제2 날개 요소(240V)를 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 제2 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}''$)로 피벗하고;

[0284] (c') 단계 (b')에 후속하여, 제1 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로 제1 날개 요소(240H)를 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)로 피벗하고, 제2 모듈 피벗 축(MPA1)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)로 동시에 피벗함으로써 각각의 날개 전개 모듈(220)을 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전개하도록 구성된다.

[0285] 이 경우:

[0286] - 제2 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}''$)는 제로가 아닌 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$)보다 작고 제1 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}'$)보다 크며,

[0287] - 제2 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}''$)는 제로가 아닌 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)보다 작고 제2 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}'$)보다 크다.

[0288] 또한, 방법(2000)에서, 제2 날개 요소 각도 변위가 제로가 아닌 예들의 경우, 날개 시스템(200)은 단계 (b')에

:

[0289] (d') 제로가 아닌 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 의해 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 제2 날개 요소(240V)를 피벗시키는 단계를 포함시킴으로써 각각의 날개 전개 모듈(220)을 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전개하도록 구성된다.

[0290] 따라서, 이 방법(2000)은, 각각의 모듈(220)에 대해, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 격납 구성(SC)과 전개 구성(DC) 사이의 전개 프로세스의 적어도 일부를 위한 것임을 특징으로 하는 것으로 간주될 수 있다.

[0291] 특히 도 10(a)를 참조하면, 단계(2100)에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 전술한 오버라잉 관계(overlying relationship)로 격납 구성(SC)에 있다.

[0292] 제1 전개 단계(2200)에서, 그리고 특히 도 10(b)를 참조하면, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 동시에 회전하기 시작하고, 개별 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)의 제1 부분을 통해, 즉 개별 제1 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}'$) 및 제1 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}'$)에 도달할 때까지 회전된다. 이 예에서, 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)은 동축이고, 제1 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}'$) 및 제1 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}'$)는 서로 동일하다. 예를 들어, 제1 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}'$) 및 제1 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}'$)는 각각 예를 들어, 약 45° 이거나, 예를 들어, 약 0° 내지 약 45° 사이의 임의의 적합한 각도일 수 있거나, 예를 들어, 약 0° 내지 약 55° 사이의 임의의 적합한 각도일 수 있다. 단계(2200)에서, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 한 각각의 모듈(220)의 회전은 없다.

[0293] 제2 전개 단계(2300)에서, 그리고 특히 도 10(c)를 참조하면, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$) 및 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)를 통해, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 회전된다. 이 예에서, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)은 명목상 평행하다. 예를 들어, 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)는 약 90° 인 반면, 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)는 약 15° 이다. 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는, 개별 제2 날개 요소(240V)가 그 개별 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 도달할 때까지, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 동시에 회전될 수 있고, 그 후에 개별 제1 날개 요소(240H)는 그것이 그 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)에 도달할 때까지 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 피벗을 계속한다. 대안으로, 개별 제1 날개 요소(240H)는 개별 제1 날개 요소(240H)가 그 개별 제1 날개 요소 각도 변위(H)에 도달할 때까지 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 먼저 회전되고, 그 후에 개별 제2 날개 요소(240V)는 그것이 그 개별 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)에 도달할 때까지 개별 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 피벗하기 위해 개별 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 피벗된다. 임의의 경우에, 이 단계에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$) 및 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)를 통해, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 빠르게 회전되는 반면, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 동시에 계속 회전된다. 단계(2300)의 끝에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)의 제2 부분을 통해, 즉, 개별 제2 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}''$) 및 제2 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}''$)에 도달할 때까지, 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 회전된다. 이 지점에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$) 및 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)를 통해, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 완전히 회전된 후, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제

1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 추가 피벗시키는 것을 방지하는 관점에서 제자리에 잠금된다. 예를 들어, 제2 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$")와 제2 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$")는 서로 동일하다. 예를 들어, 제2 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$") 및 제2 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$")는 각각 예를 들어, 약 75° 이거나, 예를 들어, 약 45° 내지 약 75° 사이의 임의의 적합한 각도일 수 있거나, 예를 들어, 약 45° 내지 약 80° 사이의 임의의 적합한 각도일 수 있다.

[0294] 이 예의 적어도 일부 대안 변형예들에서, 제2 날개 요소 각도 변위($\Theta_V$)는 제로이고, 따라서 개별 제2 전개 단계(2300)에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H)는 개별 제1 날개 요소 각도 변위($\Theta_H$)를 통해 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$)을 중심으로 회전되는 동안, 개별 제2 날개 요소(240V)는 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 피벗되지 않는다.

[0295] 제3 전개 단계(2400)에서, 그리고 특히 도 10(d)를 참조하면, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 추가 피벗을 방지하는 관점에서 잠금되고, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)에 대해 동시에 계속 회전한다. 단계(3400)의 끝에서, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 이제 전체 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)를 통해 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 완전히 회전된다. 예를 들어, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 각각 약 90° 이거나, 약 75° 내지 약 90° 의 임의의 적절한 각도일 수 있다. 다른 예들에서, 예를 들어, 전개 구성(DC)에서 제1 날개 요소(240H)에 대해 제로가 아닌 입사각을 제공하는 것이 바람직한 경우, 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)는 약 90° 초과일 수 있다.

[0296] 최종 전개 단계(2500)에서, 그리고 특히 도 10(e)를 참조하면, 일단 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)가 그들 각각의 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$)에 도달하면, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)는 전개 구성(DC)을 제공하기 위해 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 추가로 피벗시키는 것을 방지하는 관점에서 적소에 잠금된다.

[0297] 이론에 구속되지 않고, 발명자들은 방법(2000)이 예를 들어, 방법(1000)과 비교하여 더 빠른 전개 시간을 제공할 수 있거나, 또는 방법(2000)이 예를 들어, 방법(1000)에서의 전개 시간과 비교하여 가속의 감소를 제공할 수 있다고 간주한다.

[0298] 이론에 구속되지 않고, 본 발명자들은 방법(2000)이 전개 작동 요건을 완화시키기 위해, 전개 동안 날개 시스템(200) 상의 공기 역학적 부하를 이용할 수 있다고 간주한다.

[0299] 예를 들어, 그리고 다시 이론에 구속되지 않고, 발명자들은 제1 전개 단계(2200), 제2 전개 단계(2300), 및 제3 전개 단계(2400)의 대부분을 따라, 모든 관련 받음각 조건에서, 양의 전개 모멘트가 예상되어, 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)를 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 회전시키기 위한 작동 요건을 완화시킨다고 간주한다. 그러나, 다시 이론에 구속되지 않고, 발명자들은 초기의 작은 음의 전개 모멘트가 제1 전개 단계(1200)의 시작 시에, 특히 음의 받음각(angle of attack)에 존재할 수 있다고 간주한다.

[0300] 예를 들어, 그리고 다시 이론에 구속되지 않고, 발명자들은 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 한 각각의 모듈(220)의 각각의 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)의 회전을 개시하는 것이, 제1 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$') 및 제1 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$')(예를 들어, 45° )에 대한 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 한 각각의 모듈(220)의 개별 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)의 부분적 피벗 후에, 감소된 법선 속도 성분으로 인해 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2) 상의 과도한 공기 역학적 부하를 방지하는 것을 도울 수 있다고 간주한다.

[0301] 또한, 그리고 다시 이론에 구속되지 않고, 본 발명자들은 각각의 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요

소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 한 각각의 모듈(220)의 각각의 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)의 회전을 종료하는 것이, 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 한, 즉 제2 부분 제1 모듈 각도 변위($\Theta_{M1}$") 및 제2 부분 제2 모듈 각도 변위($\Theta_{M2}$")(예를 들어, 75° )에서 각각의 모듈(220)의 제1 날개 요소(240H) 및 개별 제2 날개 요소(240V)의 완전한 피벗 전에, 액추에이터 요구 조건을 완화시켜, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 한 회전 내내 양의 전개 모멘트를 보장하는 것을 도울 수 있다고 간주한다.

[0302] 격납 구성(SC)에서, 개별적으로 위에 놓인 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)의 날개 팁(244H) 및 날개 팁(244V)을, 후미 동체 섹션(110)에 대해 전방 방향으로 마주하고, 날개 루트(242H) 및 날개 루트(242V)를 후미 동체 섹션(110)에 대해 후미 방향으로 마주하게 함으로써, 전개 구성(DC)에서 피치, 요 및 롤의 제어 모멘트를 제공하기 위해 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)의 모멘트 암(moment arm)을 최대화하는 것이 가능하다. 또한, 개별 날개 루트(242H) 및 날개 루트(242V)가 개별 날개 팁(244H) 및 날개 팁(244V)의 후미에 있는 이러한 장치는, 각각의 날개 요소들(240H, 240V)에 작용하는 공기 역학적 부하들이 전개 방향에 있을 것을 허용한다.

[0303] 이론에 구속되지 않고, 본 발명자들은 전개 구성(DC)에서 날개 시스템(200)이 공기 역학적 양력의 생성을 위한 날개 장치(300)의 전개 전이라도, 비행체(100)에 대한 결합되지 않은 모든 축 제어뿐만 아니라 신속한 안정화를 허용한다고 간주한다. 별도의 수직 안전판 및 수평 안전판을 제공하기 위한, 날개 전개 모듈(220)의 2개의 날개 요소 구조는, 결합되지 않은 모든 축 제어 능력을 제공한다. 다시 말해서, 전개 구성(DC)에서 날개 시스템(200)은 날개 장치(300)가 전개되기 전이라도 비행체(100)의 조향을 허용한다.

[0304] 따라서, 본 개시된 주제의 일 양태에 따르면, 비행체를 위한 안정성 및 제어를 제공하기 위한 방법이 제공되며, 이 방법은:

[0305] - 각각의 날개 전개 모듈(220)을 격납 구성(SC)으로부터 전개 구성(DC)으로 전개하는 단계; 및

[0306] - 비행체(100)에 제어 모멘트들을 제공하기 위해 각각의 날개 전개 모듈(220)의 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)를 동작시키는 단계를 포함한다.

[0307] 예를 들어, 그리고 도 7(a)를 참조하면, 결합되지 않은 요 제어는 방향타들(245V)을 동일한 원하는 방향으로 피벗하도록 작동시킴으로써 제공될 수 있으며, 이는 원하는 요 모멘트(Y1) 및 원하지 않는 롤 모멘트(R1)를 초래한다. 방향타(245V)의 작동과 동시에, 승강타들(245H)은 반대 방향들로 피벗하도록 작동되어 반대 방향들로 힘들(F1, F2)을 발생시킴으로써, 방향타(245V)의 편향에 의해 발생되는 원하지 않는 롤 모멘트(R1)와 크기가 동일하고, 반대 방향인 롤(roll)-R1을 제공한다. 이는 제로 롤 모멘트(zero roll moment)를 초래하여, 비행체가 결합되지 않은 요 모멘트(Y1)에 종속되게 한다.

[0308] 예를 들어, 그리고 도 7(b)를 참조하면, 결합되지 않은 피치 제어는 동일한 방향으로 힘(F1, F2)을 생성하기 위해 동일한 방향으로 피벗하도록 승강타(245H)를 작동시킴으로써 제공될 수 있다.

[0309] 예를 들어, 그리고 도 7(c)를 참조하면, 결합되지 않은 롤 제어는 반대 방향으로 힘(F1, F2)을 발생시키기 위해 반대 방향으로 피벗하도록 승강타(245H)를 작동시킴으로써 제공될 수 있다.

[0310] 도 12(a), 도 12(b) 및 도 12(c)를 참조하면, 적어도 이 예에서, 비행체(100)는 페어링(800) 내에 수용되도록 구성되는 반면, 날개 시스템(200)은 격납 구성(SC)에 있고, 날개 장치(300)는 개별 격납 날개 구성에 있다. 예를 들어, 이러한 페어링(800)은 비행체(100)가 요구되는 속도 및 고도로 가속됨에 따라 공기 역학적 힘으로부터 비행체(100)가 격리될 수 있게 하고, 및/또는 이러한 페어링은 보관 중에 또는 수송되는 동안 비행체를 보호할 수 있다. 예를 들어, 비행체(100)는 외부 발진 시스템, 예를 들어, 발진 배럴(launch barrel)을 통해, 또는 예를 들어, 부스터 로켓(booster rocket)(예를 들어, 그의 페이로드(payload)로서)을 통해 요구되는 속도 및 고도로 가속될 수 있거나, 예를 들어, 캐리어 비행체를 통해 요구되는 고도 및 요구되는 속도로 전달될 수 있다.

[0311] 페어링(800)은 비행체(100)의 개별 횡방향 단면(즉, 비행체(100)의 개별 외부 프로파일 및 횡방향 단면적)이 그 안에 수용될 수 있도록 페어링의 종축(LAF)에 직교하는 횡방향 평면에서의 페어링 단면적 및 내부 프로파일을 갖는다. 적어도 이 예에서, 페어링(800)은 격납 구성(SC)의 날개들(220)을 포함하는 비행체의 적어도 단면들에 대해 종축(LAF)에 직교하는 횡방향 평면들에서 실질적으로 균일한 내부 프로파일 및 실질적으로 균일한 단면적을 갖는다. 페어링의 종축(LAF)은 전체적으로 페어링의 중심선에서 정의된다.

[0312] 적어도 (각각의 조립체에서 페어링(800) 내에 수용되는 동안) 비행체(100)의 가속이 조립체에 힘(예를 들어, 부스터 로켓을 통한 추력, 또는 발진 배럴로부터 발진된 결과로서)을 인가함으로써 달성되는 이 예의 일부 구현예에 대해, 페어링 종축(LAF), 특히 페어링의 중심선과 정렬된 이러한 힘을 갖는 이점이 있을 수 있다는 것에 유의해야 한다. 적어도 그러한 경우에, 또한 비행체(100)의 무게 중심(CG)이 페어링 종축(LAF) 상에, 특히 페어링의 중심선 상에 또한 놓이게 하는 것에 대응하는 이점이 있을 수 있다. 예를 들어, 이러한 장치는 장동(nutation)의 위험을 최소화하거나 제거할 수 있다.

[0313] 적어도 일부 이러한 경우들에서, 비행체(100)는 날개 장치(300)의 시위 및 크기가 최대화되는 반면, 날개 장치가 동체의 저부(예시된 예에서와 같이) 또는 동체, 특히 동체 섹션(110) 위에 위치되도록 구성될 수 있다.

[0314] 따라서, 도 12(a), 도 12(b) 및 도 12(c)의 적어도 예에서, 날개 장치(300)는 후미 동체 섹션(110) 아래에 있고, 즉 날개 장치(300)는 후미 동체 섹션(110)의 하단 부분(116)을 향하고 있다. 그러나, 도 1의 예의 적어도 하나의 대안 변형예에서, 날개 장치(300)는 동체 위에 있을 수 있고, 즉 날개 장치(300)는 예를 들어, 후미 동체 섹션(110)의 동체의 상부 부분을 마주하고 있다.

[0315] 날개 장치(300)에 대한 페어링 내부 체적의 잠재적 사용을 최대화하기 위해, 그리고 본 발명의 일 태양에 따르면, 날개 시스템(200)은 모듈(220)을 제공하고, 여기서 각각의 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)가 전술한 오버라잉 관계에 있고, 여기서 각각의 시위($C_H$, $C_V$) 및 특히 개별 폭($W_H$, $W_V$)이 날개 장치(300)가 수용되는 곳을 지나 하향으로(또는 다른 예에서 상향으로) 돌출하지 않고, 후미 동체 섹션(110)과 페어링(800)의 내벽 사이의 측방향 공간(LS)의 이용을 최대화하는 것을 허용한다. 예를 들어, 개별 시위($C_H$ 및 $C_V$), 및 특히 개별 폭($W_H$ 및 $W_V$)은 동체 후미 섹션(110)의 단면을 넘어 연장되지 않으면서 측방향 공간(LS) 내에 맞도록 최대화될 수 있다. 이러한 특징은 날개 시스템(200)이 다양한 상이한 유형의 날개 장치(300)와 함께 사용될 수 있게 하고, 날개 장치의 스팬이 페어링(800)의 후미 단부(810)까지 연장되도록 최대화될 수 있게 한다. 예를 들어, 각각의 날개 모듈(220)에 대해, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 개별 시위($C_H$ 및 $C_V$)를 갖고, 특히 후미 동체 섹션(110)의 높이(HF)에 대해 개별 폭($W_H$ 및 $W_V$)을 갖는다.

[0316] 본 발명의 이러한 양태에 따르면, 날개 시스템(200)의 날개 모듈들(220)의 설계에 있어서 큰 유연성이 발휘될 수 있다. 예를 들어, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 동체 후미 섹션(110)의 대응하는 긴 측면들을 따라 수용될 수 있기 때문에, 그것들은 비교적 큰 스팬($S_H$ 및 $S_V$)으로 설계될 수 있다. 또한, 예를 들어, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 유사한 스팬($S_H$ 및 $S_V$)으로, 또는 동일하지 않은 스팬($S_H$ 및 $S_V$)으로 설계될 수 있으며, 이는 측방향 공간(LS)에서 이용 가능한 체적의 추가적인 최대화를 가능하게 할 수 있다. 또한, 예를 들어, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 유사한 시위($C_H$ 및 $C_V$)로 설계될 수 있고, 특히 유사한 폭($W_H$ 및 $W_V$)을 갖거나, 또는 동일하지 않은 시위($C_H$ 및 $C_V$)로 설계될 수 있고, 특히 측방향 공간(LS)에서 이용 가능한 체적의 추가적인 최대화를 가능하게 할 수 있는 비유사한 폭($W_H$ 및 $W_V$)을 가질 수 있다. 또한, 예를 들어, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 테이퍼진 플랫폼으로 설계될 수 있으며, 이는 측방향 공간(LS)에서 이용 가능한 체적의 추가적인 최대화를 가능하게 할 수 있다. 예를 들어, 개별 제1 날개 요소(240H) 및 제2 날개 요소(240V)는 원하는 스팬($S_H$ 및 $S_V$), 및 원하는 시위($C_H$ 및 $C_V$)로 설계될 수 있고, 특히, 예컨대, 격납 구성(SC)에서 컴팩트한 보관을 가능하게 하면서, 전개 구성(DC)에서 원하는 기계적 및 공기 역학적 성능을 제공하기 위해, 대응하는 폭($W_H$ 및 $W_V$)을 갖도록 설계될 수 있다.

[0317] 적어도 이 예에서, 날개 시스템(200)은 비행체(100)를 위한 꼬리 날개(empennage)로서 구성되지만, 본 예의 다른 대안 변형예에서, 본 개시된 주제의 다른 양태에 따른 날개 시스템, 또는 날개 시스템의 적어도 일부는 비행체(100)를 위한 날개를 생성하는 주 공기 역학적 양력으로서 구성될 수 있다는 것에 유의해야 한다.

[0318] 뒤따르는 방법 청구항에서는 청구 단계를 특정하는 데 사용되는 영숫자 및 로마 숫자가 편의를 위해서만 제공되며 단계를 수행하는 특정 순서를 의미하지 않는다.

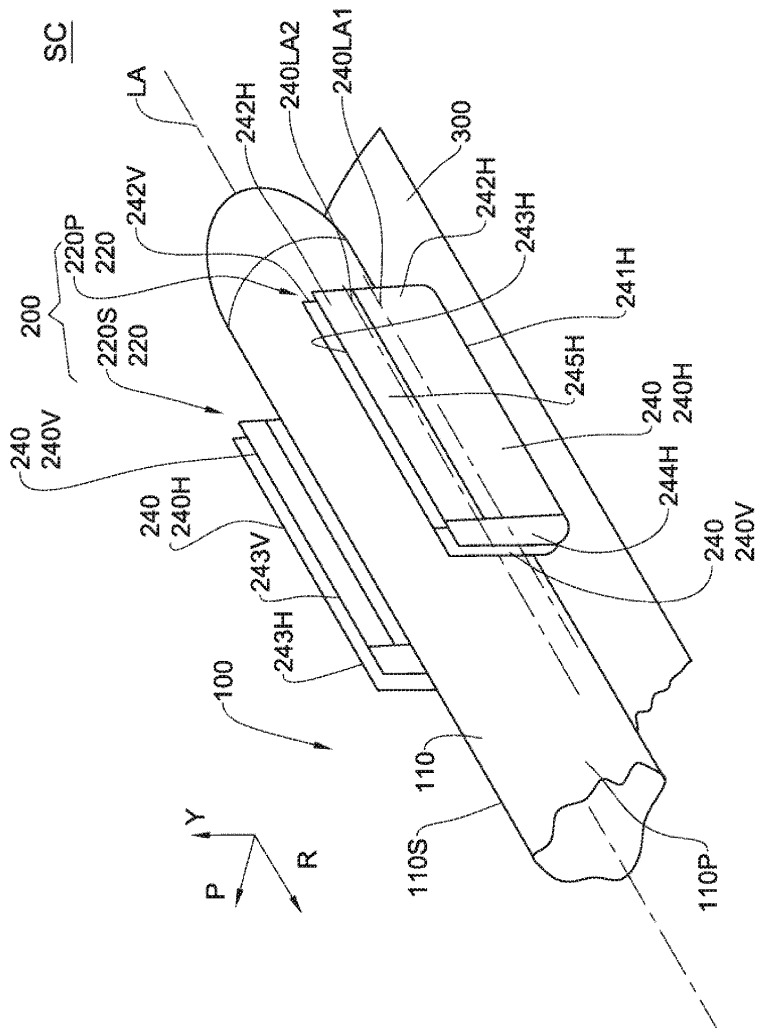
[0319] 마지막으로, 첨부된 청구항들 전체에 걸쳐 사용된 "포함하는"이라는 단어는 "포함하지만 이에 제한되지 않는"을 의미하는 것으로 해석되어야 한다는 것에 유의해야 한다.

[0320] 본 개시된 주제에 따른 예들이 도시되고 개시되었지만, 청구항들에 설명된 바와 같이 본 개시된 주제의 범위를

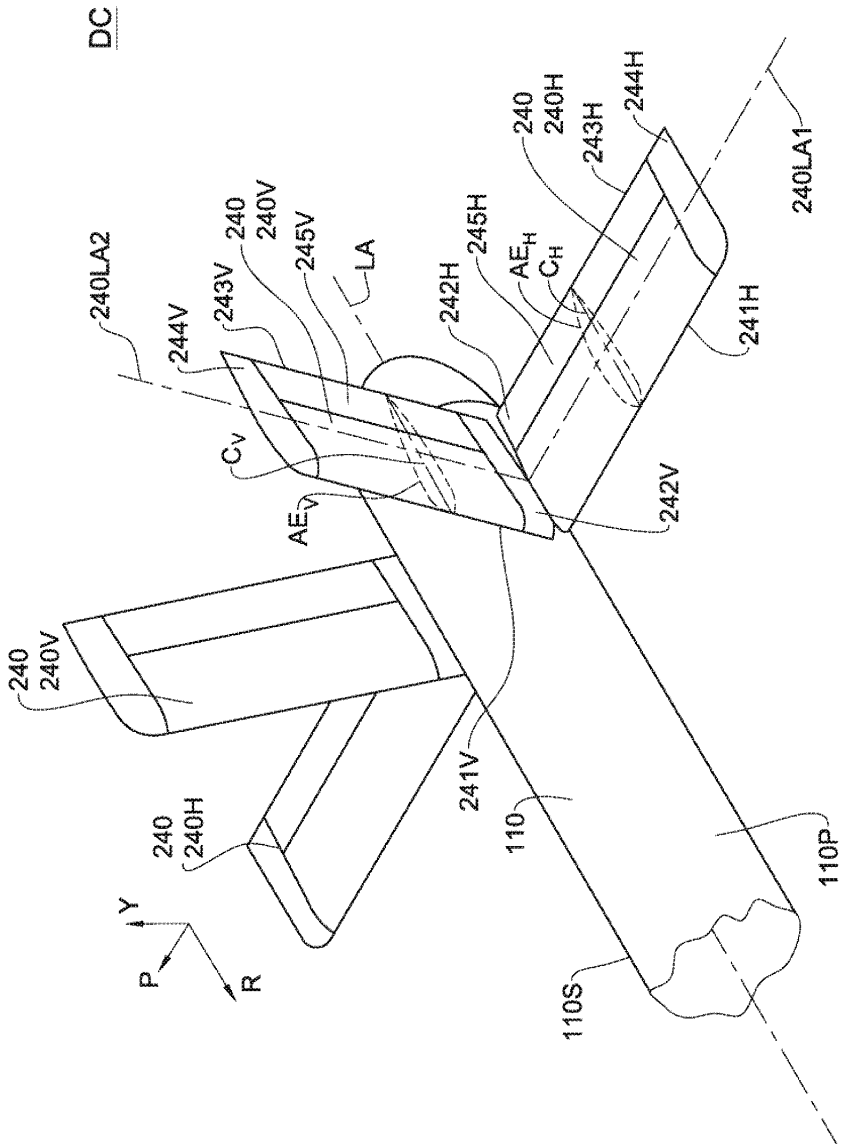
벗어나지 않고 많은 변경예들이 이루어질 수 있다는 것이 이해될 것이다.

## 도면

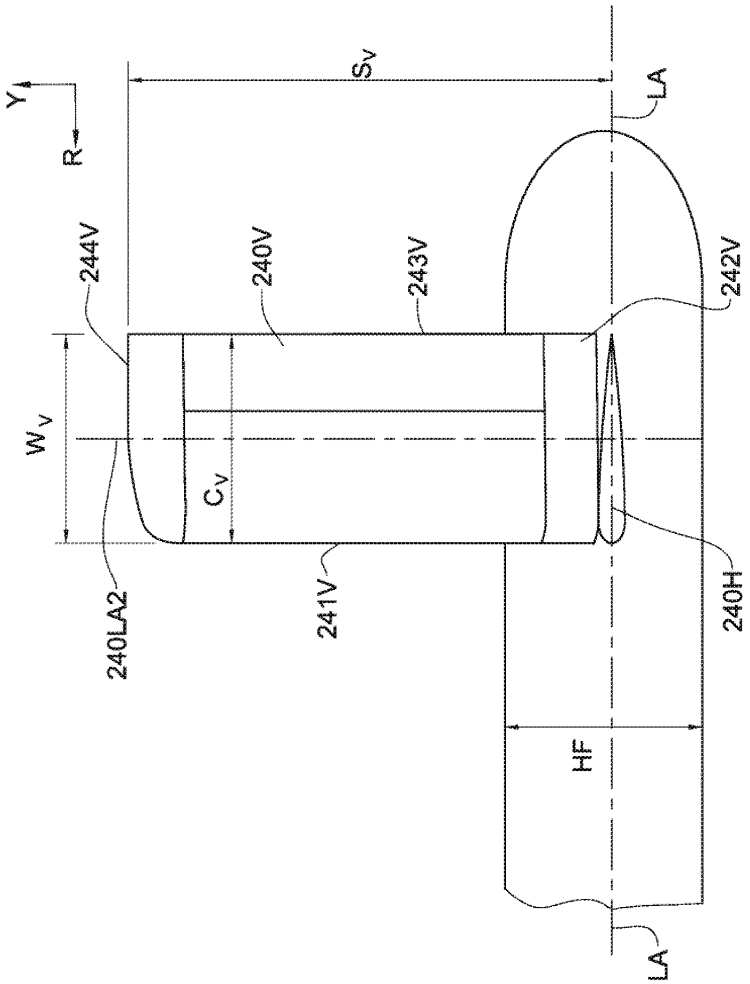
### 도면1



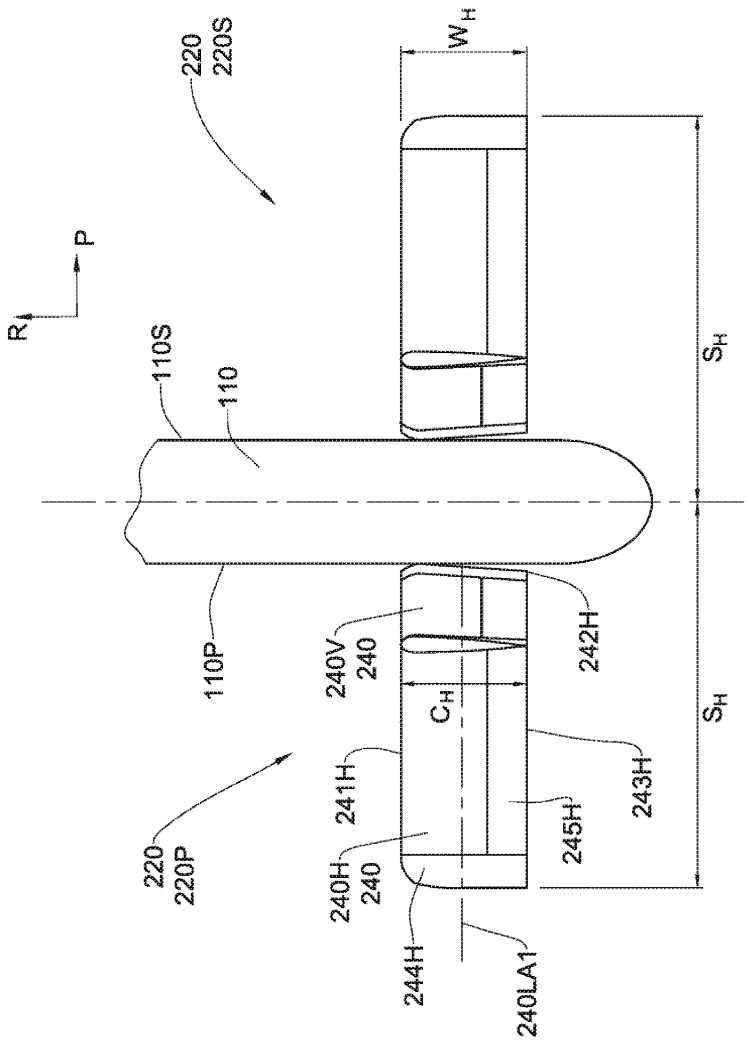
도면2


DC
240LA2
244V
243V
240
240V
245V
LA
242H
245H
AE_H
C_H
240
240H
243H
244H
240LA1
241H
C_V
AE_V
242V
240
240V
241V
110
110P
240
240H
Y
P
R
110S

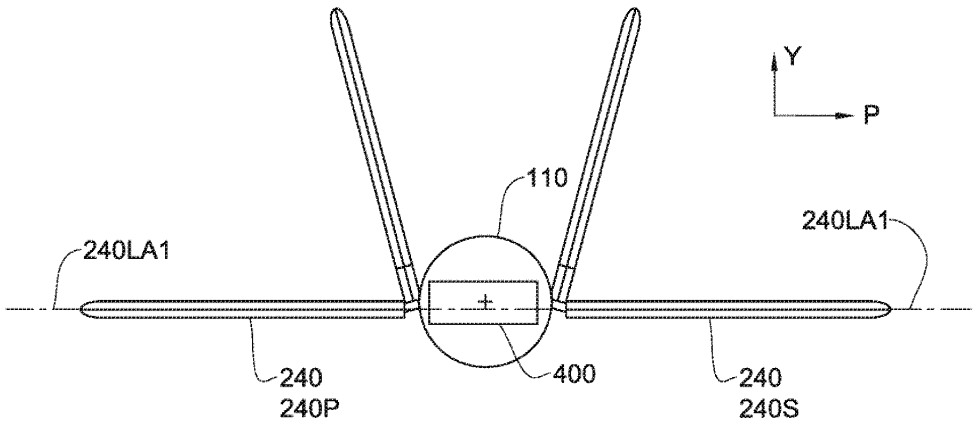
도면2a



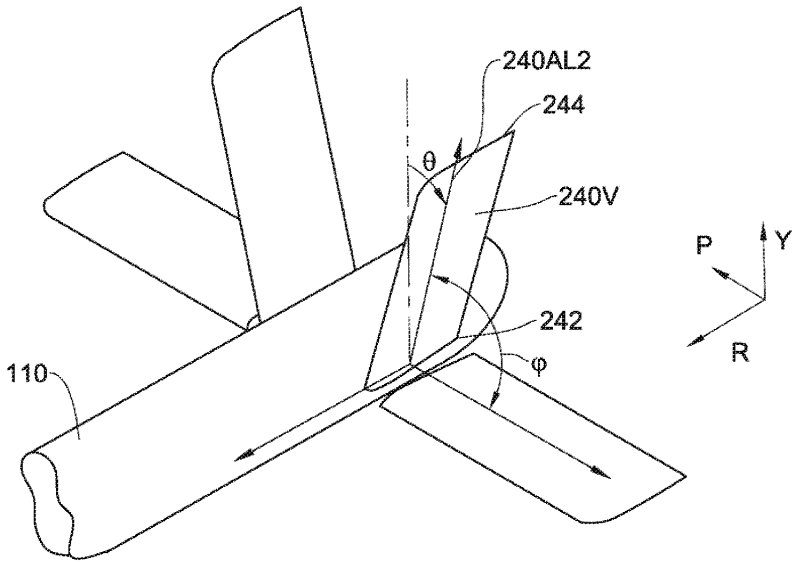
도면2b


220
220S
$W_H$
P
R
110S
110
$S_H$
110P
240V
240
242H
$C_H$
$S_H$
241H
243H
245H
220
220P
240H
240
244H
240LA1

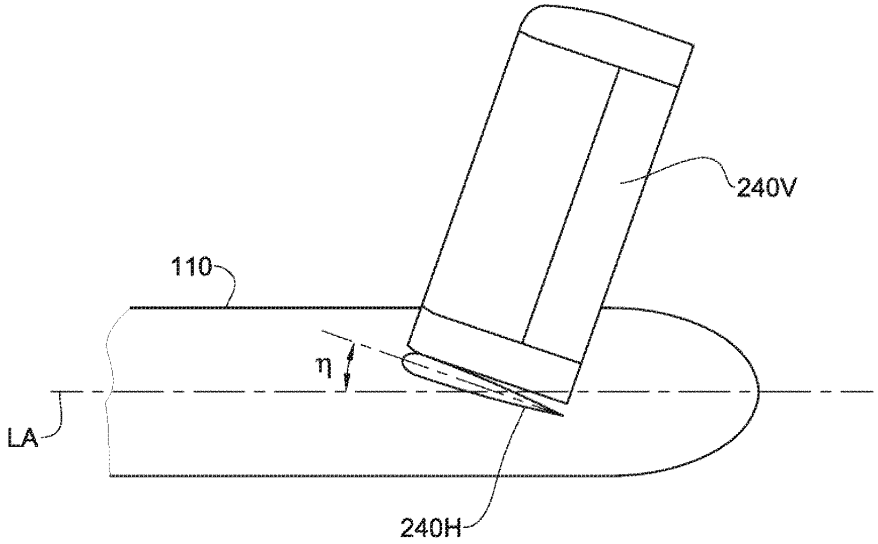
도면2c


Y
P
110
240LA1
240LA1
240
240P
400
240
240S

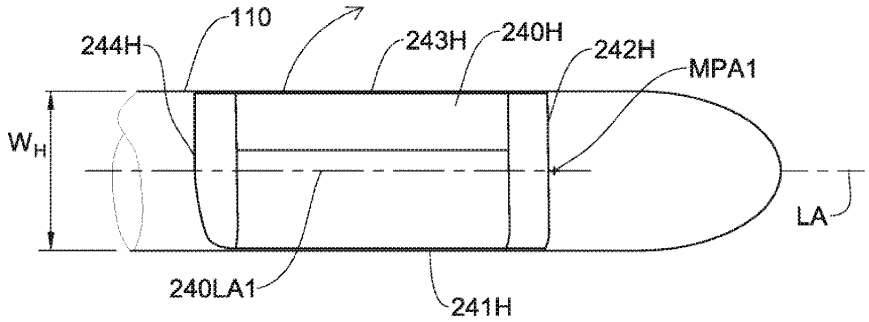
도면2d



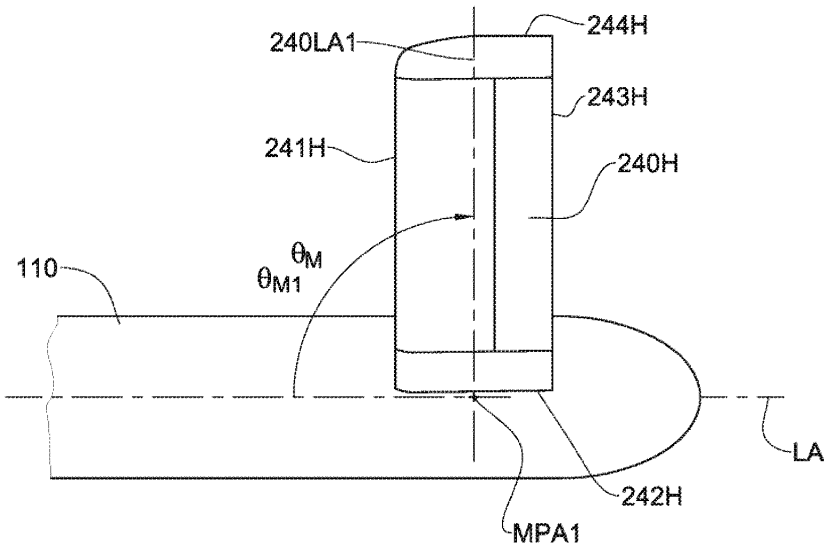

도면2e



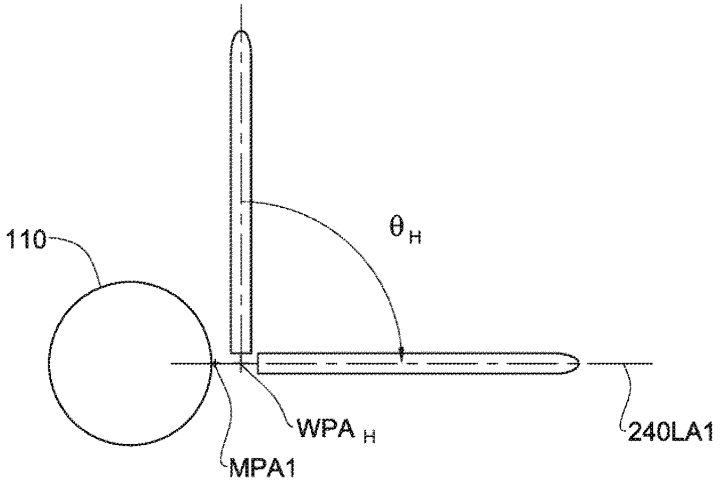

도면3a



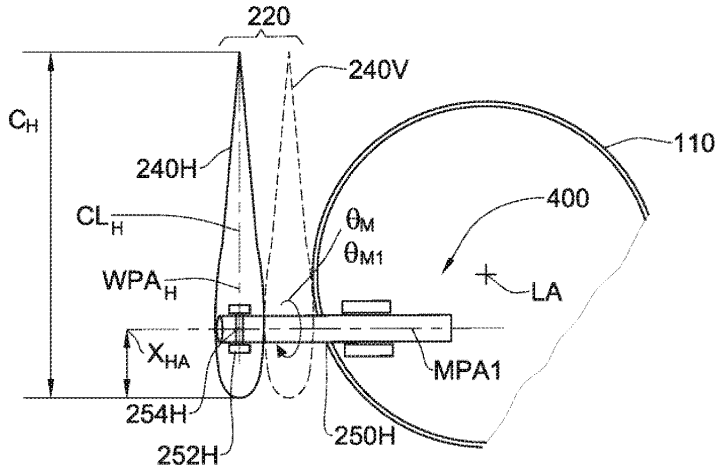
도면3b



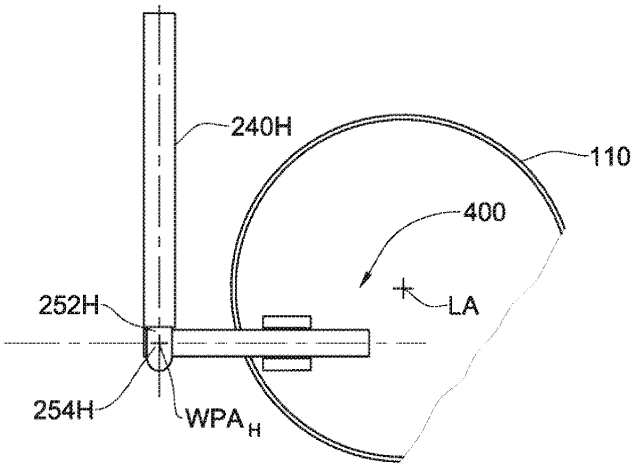

도면3c



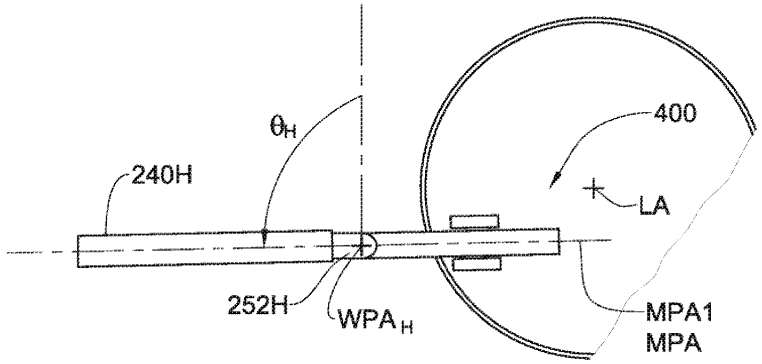

도면4a



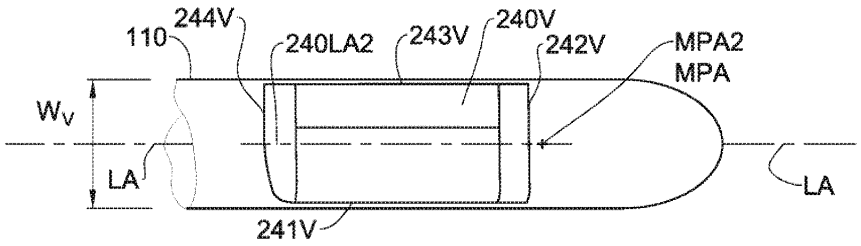
도면4b



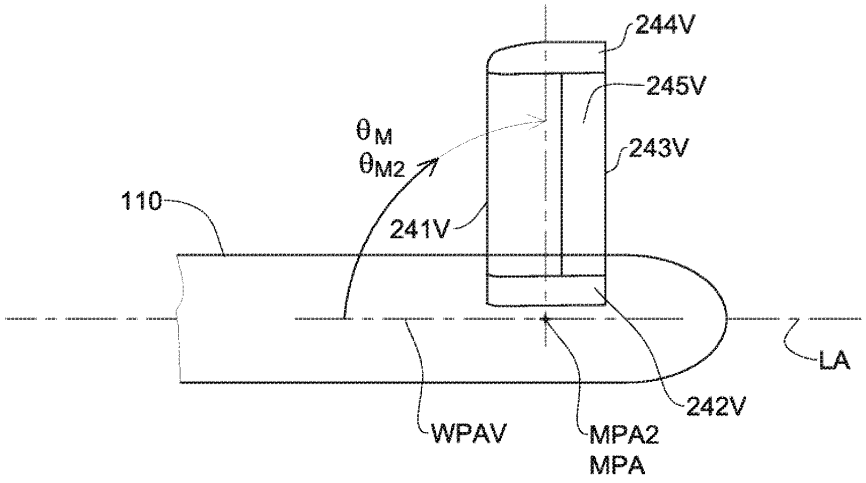

도면4c



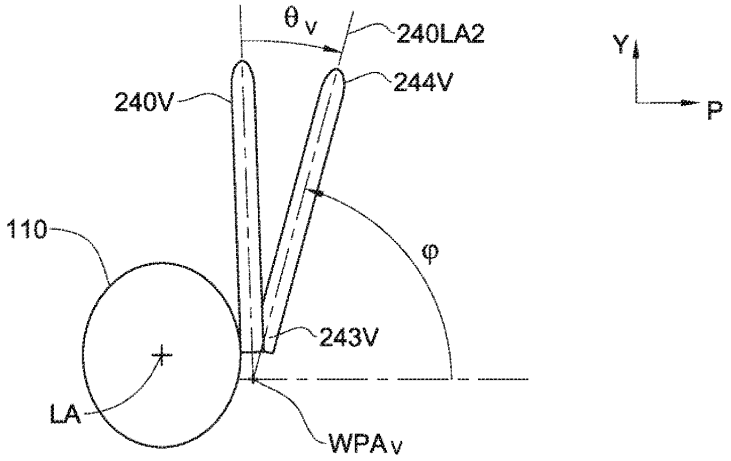

도면5a



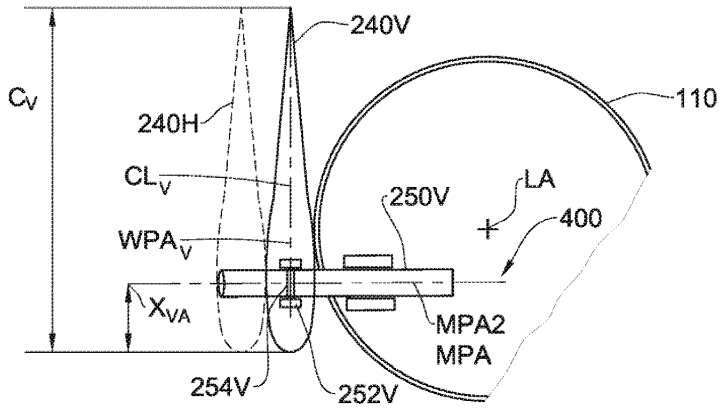
도면5b



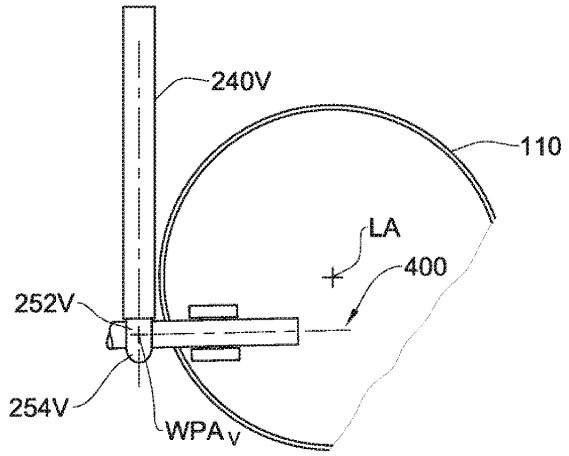

도면5c



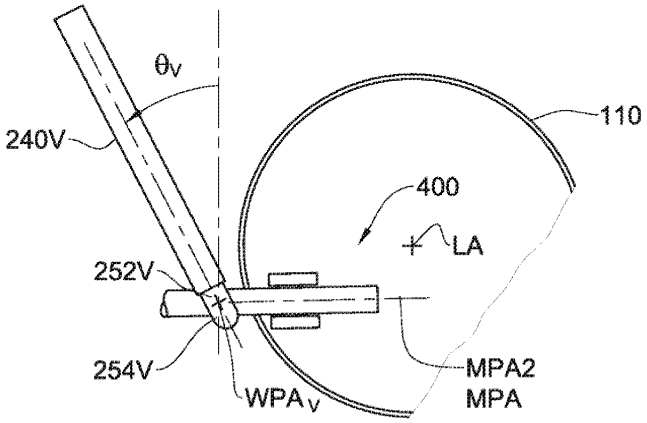

도면6a



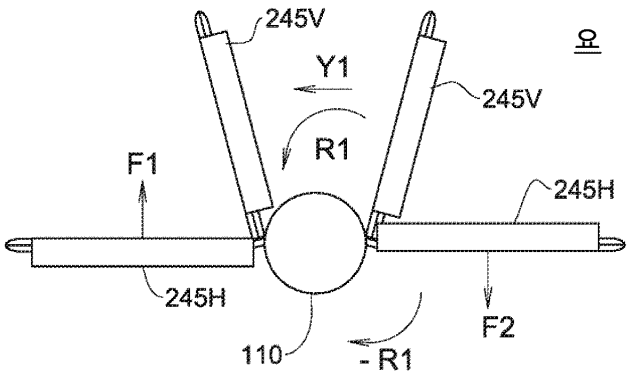
도면6b



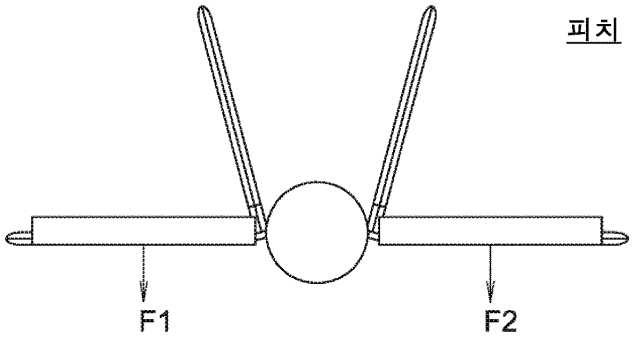

도면6c



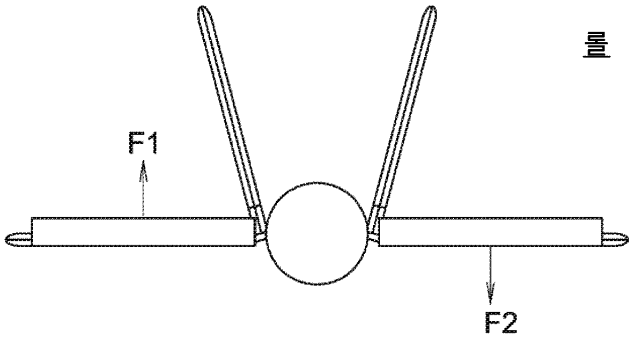

도면7a



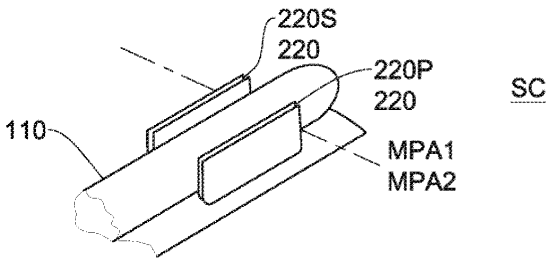
도면7b



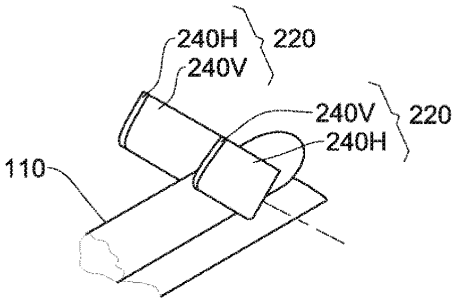

도면7c



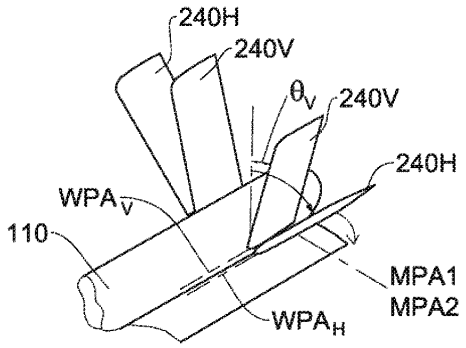

도면8a



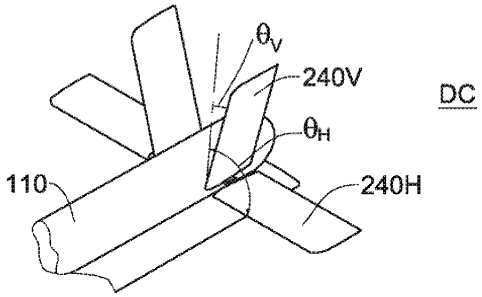

도면8b



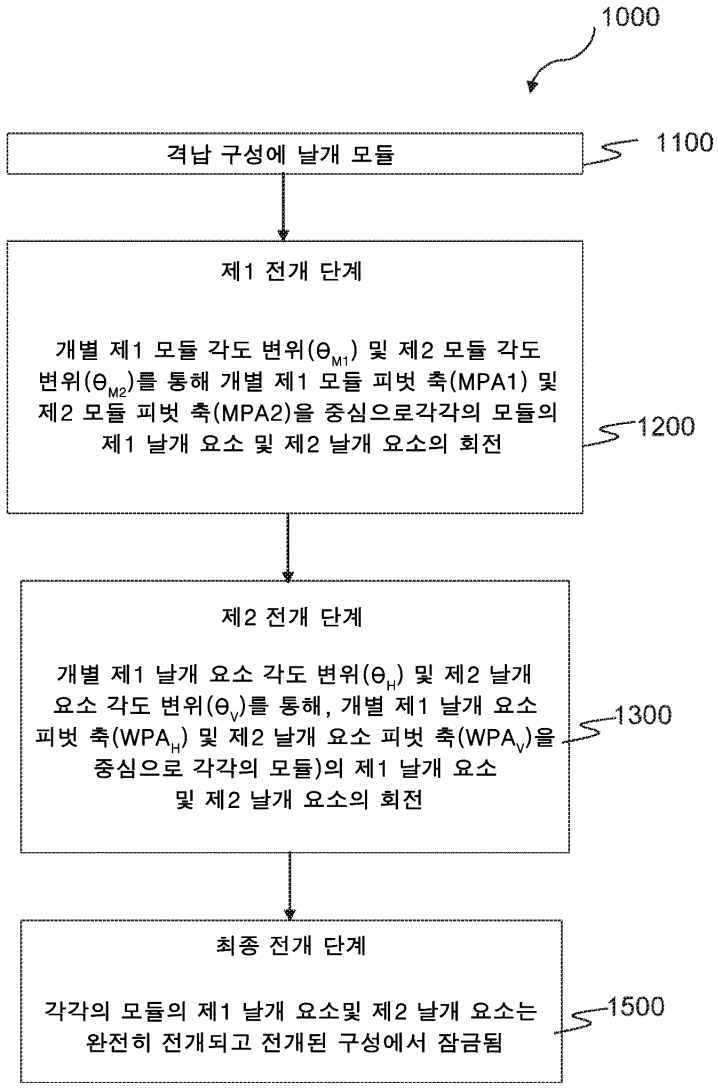
도면8c


240H
240V
θV
240V
240H
WPAV
110
MPA1
MPA2
WPAH

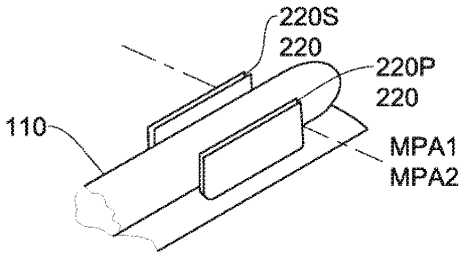
도면8d


θV
240V
DC
θH
110
240H

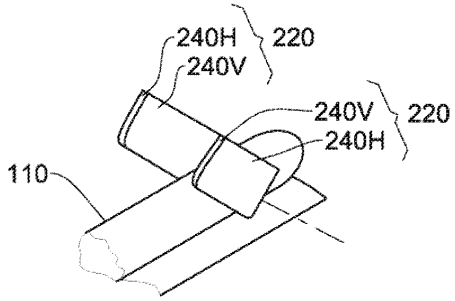
도면9


1000
격납 구성에 날개 모듈
1100
제1 전개 단계
개별 제1 모듈 각도 변위($\theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\theta_{M2}$)를 통해 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로각각의 모듈의 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소의 회전
1200
제2 전개 단계
개별 제1 날개 요소 각도 변위($\theta_H$) 및 제2 날개 요소 각도 변위($\theta_V$)를 통해, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 각각의 모듈)의 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소의 회전
1300
최종 전개 단계
각각의 모듈의 제1 날개 요소및 제2 날개 요소는 완전히 전개되고 전개된 구성에서 잠금됨
1500

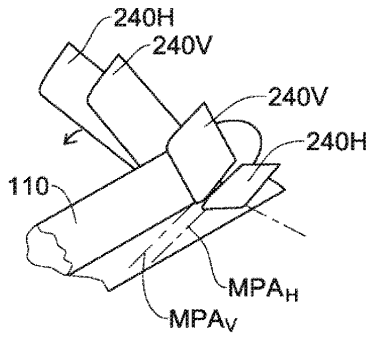
도면10a


220S
220
220P
220
110
MPA1
MPA2

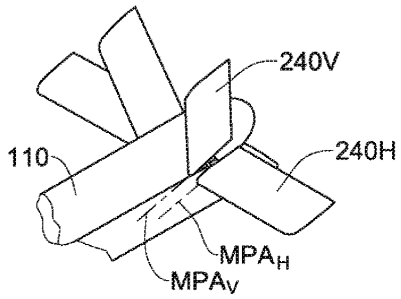
도면10b



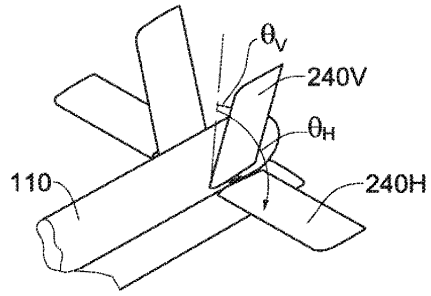

도면10c



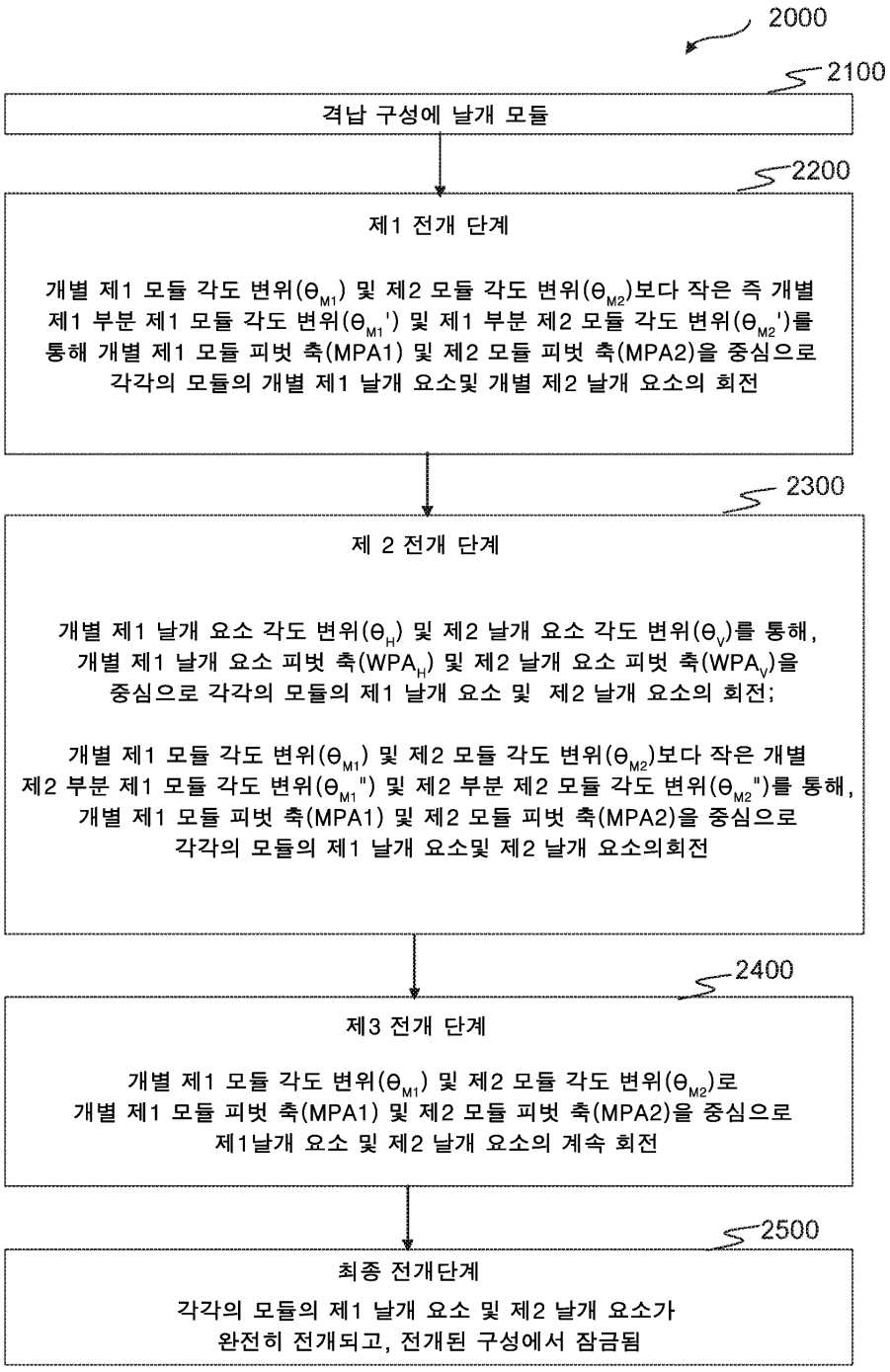

도면10d



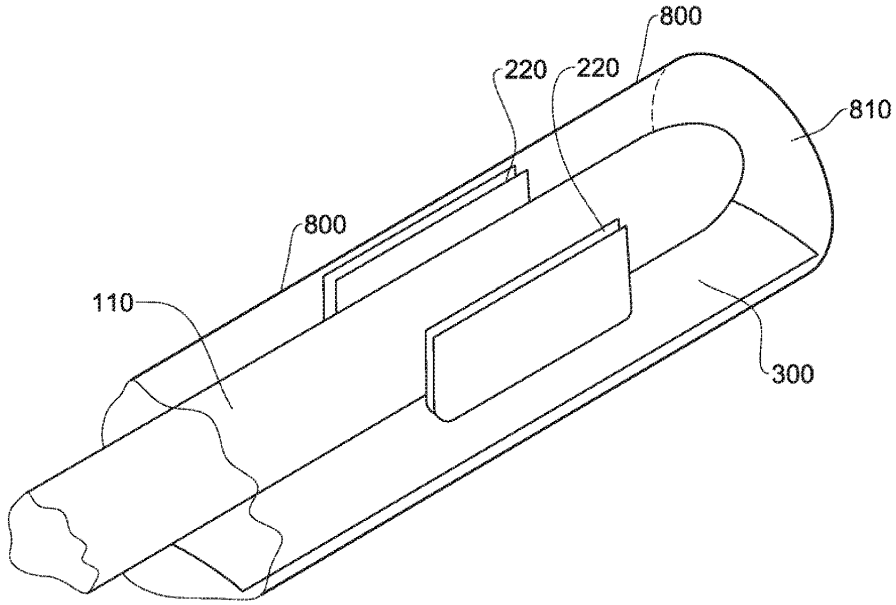

도면10e



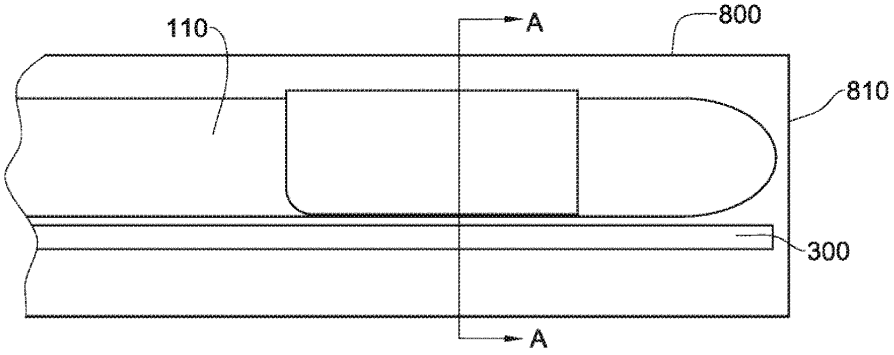
도면11


2000
2100
격납 구성에 날개 모듈
2200
제1 전개 단계
개별 제1 모듈 각도 변위($\theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\theta_{M2}$)보다 작은 즉 개별 제1 부분 제1 모듈 각도 변위($\theta_{M1}$') 및 제1 부분 제2 모듈 각도 변위($\theta_{M2}$')를 통해 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 각각의 모듈의 개별 제1 날개 요소및 개별 제2 날개 요소의 회전
2300
제 2 전개 단계
개별 제1 날개 요소 각도 변위($\theta_H$) 및 제2 날개 요소 각도 변위($\theta_V$)를 통해, 개별 제1 날개 요소 피벗 축($WPA_H$) 및 제2 날개 요소 피벗 축($WPA_V$)을 중심으로 각각의 모듈의 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소의 회전;
개별 제1 모듈 각도 변위($\theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\theta_{M2}$)보다 작은 개별 제2 부분 제1 모듈 각도 변위($\theta_{M1}$") 및 제2 부분 제2 모듈 각도 변위($\theta_{M2}$")를 통해, 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 각각의 모듈의 제1 날개 요소및 제2 날개 요소의회전
2400
제3 전개 단계
개별 제1 모듈 각도 변위($\theta_{M1}$) 및 제2 모듈 각도 변위($\theta_{M2}$)로 개별 제1 모듈 피벗 축(MPA1) 및 제2 모듈 피벗 축(MPA2)을 중심으로 제1날개 요소 및 제2 날개 요소의 계속 회전
2500
최종 전개단계
각각의 모듈의 제1 날개 요소 및 제2 날개 요소가 완전히 전개되고, 전개된 구성에서 잠금됨

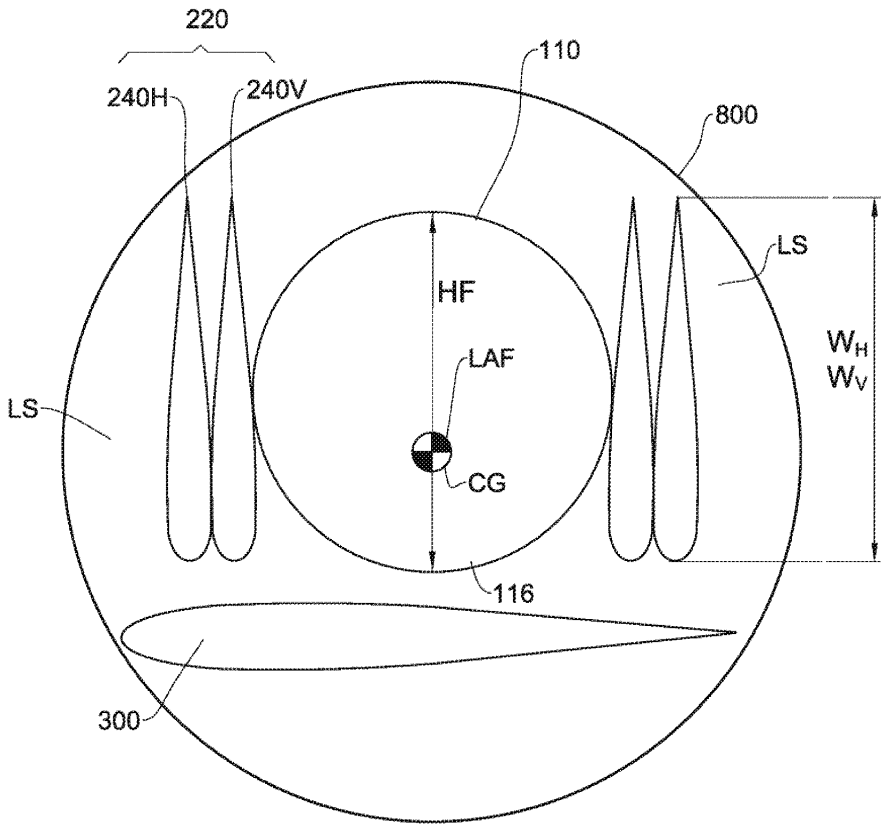
도면12a




도면12b



도면12c




섹션 A-A